

2019（令和元）年度 修士学位論文

UAV のためのリブ・スキン一体 CFRP 翼の構造最適化

Structural optimization of rib-skin integrated CFRP
wing for UAV

2020 年 3 月 9 日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻
知能機械システム工学コース

1225039 豊見山 敬樹

指導教員 高坂達郎

目次

第1章 緒言	
1.1 背景.....	1
1.2 研究目的.....	2
第2章 FRP 成形法, 翼構造および解析法について	
2.1 FRP.....	3
2.2 FRP の成形方法.....	3
2.2.1 ハンドレイアップ法.....	3
2.2.2 スプレーアップ法.....	3
2.2.3 オートクレーブ成形.....	3
2.2.4 RTM 成形.....	4
2.2.5 VaRTM 成形.....	5
2.2 翼の構造.....	5
2.3 多目的最適化.....	7
第3章 翼モデル	
3.1 解析モデル.....	9
3.2 本研究で提案する翼構造.....	10
第4章 構造解析	
4.1 流体計算領域.....	11
4.2 計算条件.....	11
4.3 流体解析結果.....	12
第5章 構造解析	
5.1 解析モデル.....	17
5.2 境界条件と圧力荷重.....	19
5.3 物性値.....	19
5.4 構造解析結果.....	20
第6章 多目的最適化	
6.1 実験計画法.....	22
6.2 応答曲面法.....	22
6.3 応答結果.....	22
6.4 翼重量と翼端たわみの多目的最適化.....	27
6.5 翼重量と翼厚変形量の多目的最適化.....	29
6.6 最適解の選択.....	31
第7章 結言.....	32
参考文献.....	32
謝辞.....	35

第1章 緒言

1.1 背景

CFRP(炭素繊維強化プラスチック)とは、Carbon Fiber Reinforced Plastics の略であり、炭素繊維に樹脂をしみこませることにより、強度を向上させた複合材料のことである。CFRP は様々な特徴を持っている。比重が約 1.8 であるため、鉄の 7.8 と比べて約 1/4 軽く、単位重量あたりの比強度が 10 倍以上、硬さも 7 倍という優れた力学特性を持っている。その他の特徴として、振動減衰性が良い、寸法安定性が良い、疲労特性に優れている、熱伝導率が高い、錆びない、電波遮蔽性がある、X 線の透過率が高いなどがある。これらのことから、航空・宇宙、土木・建築、スポーツなどの様々な分野で用いられている。

特に航空分野においては、軽量化構造が求められているため、CFRP は積極的に利用されている。航空分野の CFRP の活用は 1970 年代にスポイラー、エレベーターなどの二次構造材料に適用され、1980 年代になると尾翼、客室桁材の一次構造に適用された。2007 年から就航した大型機 Airbus380 や 2009 年から就航した Boeing787 にはどちらも 1 機あたり約 35 トンの CFRP が適用された。

航空機用の CFRP の材料や製造方法では、一般的に炭素繊維にエポキシ樹脂を含浸させ、乾燥、半硬化させておいたものを、オートクレーブ成形法を用いて、中間基材(プリプレグ)を高温、高圧で成形する方法がとられている。しかし、プリプレグは比較的高価であり、また、オートクレーブの購入・運用コストも高額なため、製造コストが高いという問題がある。そのため高品質かつ低コストで製造可能な材料やオートクレーブを用いない成形方法(脱オートクレーブ成形、OoA(Out-of-Autoclave))が注目されている。

低コストの構造が期待できる成形方法として VaRTM(Vacuum assisted Resin Transfer Molding / 真空補助樹脂注入)成形がある。この成形方法はオートクレーブのような高価な設備が不要でコストパフォーマンスに優れている。VaRTM 成形は、強化繊維(炭素繊維、ガラス繊維など)であるプリフォームを金型に設置し、フィルム等で真空パックを行なうことによって真空圧で樹脂を注入、含浸させる方法である。従来から広く用いられている、加圧によって樹脂注入を行なう RTM(Resin Transfer Molding)と比べて、片面金型だけで成形が可能で、加圧の必要が無いため、製造コストを大きく下げることができる。また、硬化時の加熱工程においては高価なオートクレーブを必要とせず、汎用の加熱炉や熱風式の簡易オープン、金型加熱などの安価な設備を用いることができるため、用意で低コストな成形方法である。一方で、樹脂の注入に真空圧を使うために含浸速度が遅く、含浸工程に時間がかかるというデメリットがある。また、VaRTM 成形は一体成形に適しており、この成形方法で一体成形を行えば部品定数なども減らすことができる。

以上の様に CFRP は旅客機において積極的に活用されており、特に新型の機種の主翼の多くは CFRP 製であり、より低コストな成形法の開発が盛んに行われている。

近年では小型無人航空機(UAV(Unmanned aerial vehicle))が世間で話題になっており、様々な分野での活用が試みられている。UAV にはヘリコプターのようなローター式と固定翼 UAV がある。最も利用されている UAV は安価なローター式であるが、航続時間が短く、強風で飛ばせない、ペイロードも小さいという欠点がある。一方、固定翼 UAV は MQ-9 リーパーなどの軍用 UAV が話題となる事が多いが、航続距離が長く、ペイロードも大きいいため、輸送や広範囲の観察に適している。このような固定 UAV の構造は基本的に旅客機と同様であり、スキン、スパー、ストリング、リブで構成された CFRP 主翼は高剛性かつ高強度で、高い巡航速度が実現できる。しかし、例えば、農薬散布や災害緊急支援などの低揚力で運用する民間用途においてはオーバースペックであり、高価すぎる。民間用の固定翼 UAV にも CFRP が採用されることが多いが、低揚力が想定される場合は低コストな GFRP が採用されることや、組み立てコストと接合による強度低下を抑えるためにリブを使用しないでスキンを厚くする場合もある。しかしながら、災害時緊急支援への適用で、悪天候での運用を考えた場合は、低揚力で設計された主翼では十分な強度と剛性を発揮できない恐

れがある。

以上から低揚力で運用する機体と同じ製造コストで、悪天候時の高揚力にも耐えられるような CFRP 固定翼 UAV が実現できれば、災害緊急支援において活躍できるのではないかと考えた。そのためには、低コストで製造・組立が容易で、高い剛性の補強材一体成形スキンの成形が可能な VaRTM 成形が、主翼の成形には適していると思われる。

先行研究では、鷺森らによって、補強材とスキンを一体成形で製造し、スキンのみで台風に想定した高揚力にも耐えられる主翼構造の実現可能性を探ための実験および研究が行われた。⁽¹⁾その結果、リブに代わり、翼弦長方向に一体型の補強(本研究ではこれをリブという)をスキンに加えることで、120km/h の対気速度で飛行できる主翼の設計がリブ一体型スキンのみでも可能であることが示された。しかしながら、先行研究では最適なパラメータは求められていない。

1.2 研究目的

本研究ではリブ一体型 CFRP 翼の補強材の本数、サイズ、配置が CFRP 翼の重量、翼厚変形、翼端たわみに与える影響を明らかにするために、流体解析、構造解析を行った。更に補強材の本数、サイズを設計変数として、翼重量、翼厚変形、翼端たわみの応答曲面を作成し、多目的最適化を行った。

第2章 FRP 成形法，翼構造及び解析方法

2.1 FRP

複合材料とは2種類以上の材料を組み合わせ、材料独自にはない特性を持った材料のことである。FRPも複合材料の中の1つであり、プラスチックを様々な繊維で強化したものである。強化繊維にはガラス、カーボン、アラミドなどがあり、出来上がったFRPをそれぞれGFRP、CFRP、AFRPと呼ぶ。プラスチックは主にエポキシ、ポリプロピレン、ポリエチレンなどが使われる。ガラス繊維で強化した炭素繊維で強化したCFRPは主に航空宇宙分野で使われる。比強度、比剛性、耐熱性、耐摩耗性に優れている炭素繊維を用いることで航空機の軽量化が可能になる。

FRPの成形法としては、ハンドレイアップ、スプレーアップ法、フィラメント・ワインディング法、オートクレーブ法、RTM法などがある。

2.2 CFRP 成形方法

2.2.1 ハンドレイアップ法

成形型に予め強化繊維を賦形させ、人手によって樹脂を刷毛やローラーで含浸させ、脱法しながら所定の厚さまで積層する成形法である。多品種少量生産に適している。設備投資は少なく、複雑な製品の成形が可能である。しかし、人の手で成形する成形法であるため、作業環境が悪く、差作業者の熟練度によって品質が変わる、無圧成形なので樹脂の繊維含有率が低いといった欠点がある。

2.2.2 スプレーアップ法

スプレーアップ法はスプレーアップ機を使用して、ロービングを適正な長さにカットしながら型面に吹きつけ積層する成形法である。安価で連続した曲面の成形が用意であり、設計変更が比較的に対応できる長所がある。しかし、ハンドレイアップと同様に作業者の熟練度によって品質に影響され、作業環境はさらに悪く、成形品の強度があまり得られないという短所がある。

2.2.3 オートクレーブ成形

オートクレーブ成形とは成形治具上にプリプレグを積層させ、その上にバック材を被せ減圧した後、図2で示すようなオートクレーブという圧力釜で加熱・加圧し、硬化させて成形品を得る方法である。オートクレーブ成形は、軽量化のために高性能高品質な複合材料の成形法として、特に航空宇宙分野で主流となっており、胴体、主翼、尾翼、舵面の外板、桁など一次構造材の製造に利用されている。



Fig2.1 Autoclave of Kawasaki

<https://www.khi.co.jp/rd/tech/176/nj176tr02.html>

2.2.4 RTM 成形(Resin Transfer Molding)

RTM 成形は繊維に樹脂を注入して成形する液状樹脂注入成形法(resin infusion molding)の 1 つであり、雌雄一対の型を必要とする密閉型成形の 1 つである。一対の型内に強化材を配置し、型をクランプする。次に、適切な位置に設けた注入孔から樹脂を圧入させ、これを型内で硬化させて成形する方法である。RTM 法はハンドレイアップ法のような熟練した労働力を必要とせず、作業環境も良好である。また、オートクレーブ法のような高コストな設備を必要としないので、多品種少量生産から中量生産まで対応できる成形法である。そのため、近年では BMW 社の i3 などの CFRP 製の自動車のモノコックボディの成形などに応用される⁽⁴⁾。



Fig2.2 Body frame of BMW i3

<https://www.bmwusa.com/vehicles/bmwi/i3/sedan/overview.html>

2.2.5 VaRTM 成形法

RTM 成形の 1 種で、成形型に強化基材を積層させ、フィルム等の機密性の高いもので密封し、真空吸引した後に、液体樹脂を注入、含浸させて硬化させる成形方法である。VaRTM 成形では、大型で複雑な形状のものを一体成形することができ、部品数を低減させることができる。また、有機溶剤の揮発が少ないため、ハンドレイアップ法やスプレーアップ法と比較して作業環境が良い。更に、オートクレーブのような大掛かりな設備が不要であるため、低コストで成形することができるなどのメリットがある。しかし、樹脂を流し込む際に空気などのボイドが入りやすいというデメリットが存在する。

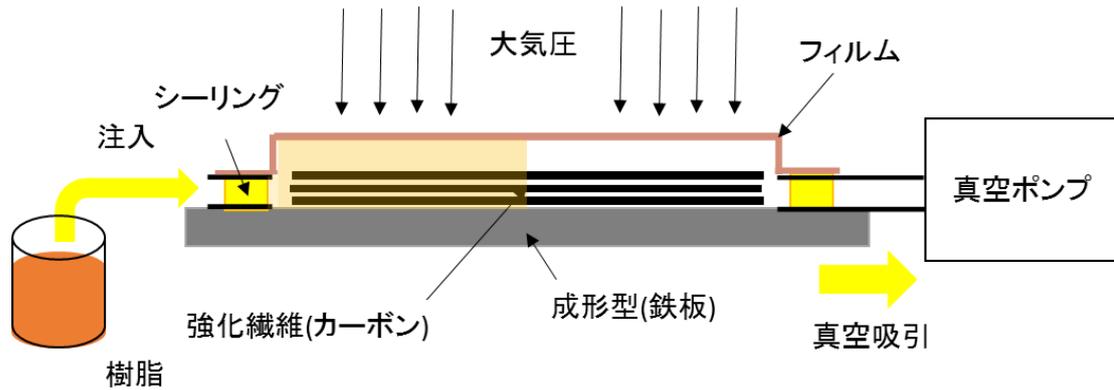


Fig2.3 equipment of VaRTM molding

2.3 翼の構造

一般的な航空機の翼は図 2.3 のようなウィングボックス構造を持つ。ウィングボックスは別名トーションボックスとも呼ばれ、ねじれを抑制する。翼の形状を維持するために並べた翼小骨(Rib)に外皮(Skin)を付けることで、翼型を維持し、スキンの剛性を上げるために翼スパン方向にストリング、曲げ変形を抑えるために翼スパン方向に丈夫な翼桁(Spar)を採用している。揚力はスキンを介してリブ、スパーに伝達され、リブ、スパーが垂直応力または曲げ応力、スキンがせん断応力に耐えることで、薄肉軽量構造でありながら大きな荷重に耐えることができる。

モーターグライダーのようラジコン模型飛行機の場合は揚力が小さいため、翼は図 2.4 のように一本のスパーのみで曲げを受け持ち、スパーと前縁、後縁のフレームでねじりを受け持つ。また、スキンにはフィルムが用いられて、曲げ・ねじりの応力を受け持たない。スパーとフレームの素材としてはカッティングが容易なバルサ材がよく用いられる。

一方、近年注目されている小型 UAV では、スキンに CFRP を用いて、その高い剛性と強度を生かすことで、図 2.5 に示すようなスパーとスキンのみで構成した主翼が用いられることもある[文献]。この構造は組み立てが容易であるが、その反面座屈が生じやすく、翼厚が大きくなるとスキン厚を厚くする必要はある。

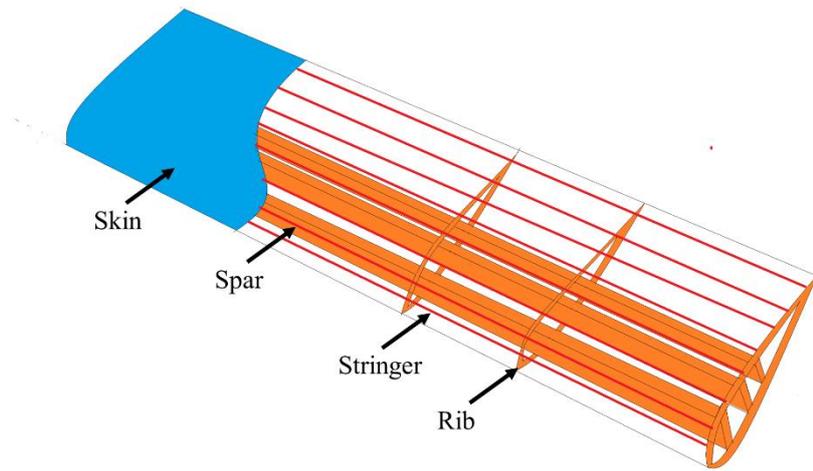


Fig2.3 Typical wing structure

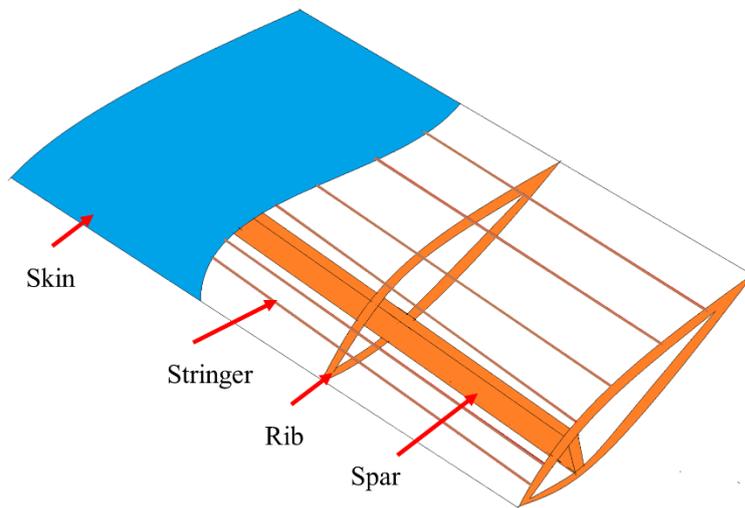


Fig2.4 Wing structure of motor glider

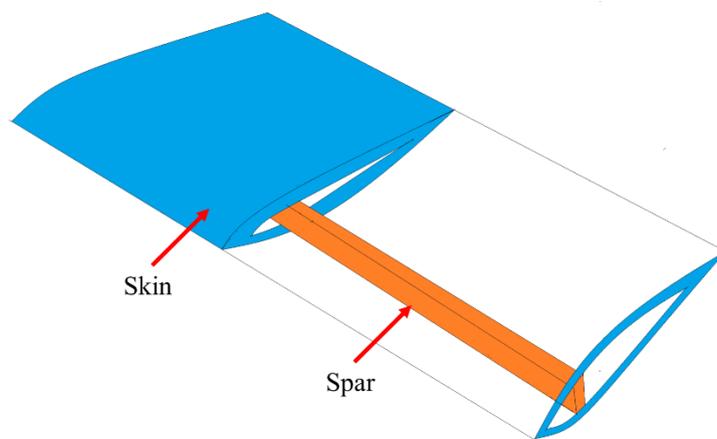


Fig2.5 Thick skin and spar structure

2.4 多目的最適化

2.4.1 最適化

本研究でいう最適化とは、目的関数 $f(x_1, x_2, \dots)$ を最小または最大化する設計変数 (x_1, x_2, \dots) の組み合わせを求める方法である。よって、数学的には最小・最大化問題である。設計変数は設計する際に変化させるパラメータのことであり、設計者は目的関数に大きく影響するような変数を選択する必要がある。また、設計変数には考慮する値の範囲 $x_{min} \leq x \leq x_{max}$ を定義し、本研究ではこれを設計変数範囲と呼ぶ。

設計変数範囲は解空間を限定するので、制約条件と呼ばれる。制約条件には、設計変数範囲以外にも、設計変数間の等式・不等式を与える場合がある。例えば構造最適化において、重量削減と剛性最大化を同時に狙いたい場合がある。剛性最大化が主目的で、重量をある一定値にしたい場合は、重量が応答関数 $w(x_1, x_2, \dots)$ であらわされる場合は、許容できる最大重量を w_{max} とすると $w(x_1, x_2, \dots) \leq w_{max}$ が課すべき制約条件になる。このように、最適化ではある制約条件の下で目的関数を最小・最大化する。

2.4.2 広域（グローバル）最適化

目的関数が滑らかでかつ解空間内に1つの極値しか持たない場合、目的関数の最小・最大化はニュートン法などの勾配法によって簡単に実現できる。しかし、複数の極値がある場合は、勾配法で得られた解が真の最小・最大の解であるとは限らない。その場合、複数の極値から真の最小・最大を選ぶ必要がある。このように、目的関数が複数の極値を持つ場合の最適化を行う手法を、広域（グローバル）最適化と呼ぶ。本研究では、グローバル最適化を前提とする。

2.4.3 応答曲面法

勾配法では、数値的に勾配を求めるために最低でも変数の個数分だけ目的関数の応答を求める必要がある。設計変数が多く、または応答の計算コストが高い場合は、非常にコストの高い計算になる。そこで、代表的な設計変数の組み合わせに対して計算を行い、得られた応答を局面で近似して、解析的な関数として取り扱う応答曲面法が、低コスト最適化法として用いられることがある。

応答曲面法では、離散的なデータである複数のサンプル点から、連続的なデータである応答曲面を作成する。応答曲面にはさまざまな種類があるが、設計変数範囲が適切で応答が滑らかであれば2次で十分に近似することができる。そこで本研究では以下に示す二次多項式の応答曲面を用いる。

$$f(x_i) = \gamma + \sum_i^N \alpha_i x_i + \sum_i^N \sum_j^N \beta_{ij} x_i x_j \quad (2-1)$$

ここで、 α_i 、 β_{ij} 、 γ はそれぞれ係数であり、サンプル点に対して得られた応答値の集合に対して最小二乗法を用いることで、係数を得ることができる。サンプル数は係数の個数より十分大きい数が必要である。応答曲面法では解析的な関数として目的関数が得られるので、グローバル最適化でも計算コストを抑えることができるという利点がある。また、制約条件を変更して最適化を行う場合に、応答を再計算する必要がないため、最適化における設計自由度が高い。

2.4.4 多目的最適化とパレート解

複数の目的を同時に最適化する問題を、多目的最適化(Multi-objective optimization)と呼ぶ。本研究では、複数の目的 $f_k(x_1, x_2, \dots)$ を目的変数と呼ぶ。最適化における目的関数は1つであるので、多目的最適化では

目的変数を組み合わせて、目的関数を定義する必要がある。この定義の方法にはさまざまなものがあるが、もっとも簡単な手法は、以下のように重みを付けて足し合わせることである。

$$f = \sum_{k=1}^N w_k f_k, \quad \sum_{k=1}^N w_k = 1$$

このとき、重みの値に応じて異なる最適解が得られる。得られた最適解の集合を、パレート解と呼ぶ。パレート解集合の中でどれが最適解であるかはどの目的を重視するかで決まり、設計者が選択しなくてはならない。

第3章 翼モデル

3.1 機体スペックと翼形状

本研究では、災害時の緊急支援に用いることが可能な UAV として、十分なペイロードを持つ機体を想定した。表 3.1 に本研究で想定した機体の要求スペックを示す。緊急支援に必要なペイロードは 10kg 強であるとして、ペイロードを含む最大機体重量を 28kg とした。また巡航高度は 360m とした。この高度における大気密度は、標準大気表から $\rho = 1.183[\text{kg}/\text{m}^3]$ と得られた。巡航時の対気速度として、120 km/h(33.333 m/s)の速度を設定した。これは、想定した機体が長距離を飛ぶために必要な速度である。本研究では、さらに悪天候時を考えて風速 30m/s の突風が前面飛行方向から加わると考える。このときの最大瞬間対気速度は 208km/s(63.333 m/s)となる。以上の設定に耐える翼の設計を目指した。

Table3.1 Request specifications in this study

ペイロード含む機体重量	28 kg
巡航高度	360m
巡航時大気密度	1.183[kg/m^3]
巡航時の対気速度	120 km/h(33.333 m/s)
最大瞬間対気速度	208 km/h(63.333 m/s)

表 3.2 に、主翼の緒言を示す。また、主翼寸法を図 3.1 に、翼型を図 3.2 にそれぞれ示す。このモデルは（有）サーマル工房 Urban というグライダーの主翼を 1.5 倍したものである。翼スパンは 3.15m、主翼面積は 1.17 m^2 、水平飛行時の取り付け迎角は 1.4°である。翼の上半角は翼根から、一段目は 4°、二段目は 7°三段目は 10°とそれぞれ傾いている。テーパー翼であり、コード長は翼根、1 断面、2 段目、翼端のそれぞれの位置で $c = 352.67, 331.64, 210.47, 55.59[\text{mm}]$ である。また、後縁は直線状であるので、いくらか後退角を持つ。

レイノルズ数の算出式は以下のようによく知られている。

$$\text{Re} = \frac{Vc}{\nu} \quad (3-1)$$

突風時対気速度と動粘性係数 $\nu = 15.22 \times 10^6[\text{m}^2/\text{s}]$ と翼根コード長を用いてレイノルズ数を求めると、 $\text{Re} = 14.7 \times 10^5$ となった。

Table3.2 Specification of main wing

ペイロード含む機体重量	28 kg
翼長（翼スパン）	3.15m
翼面積	1.17 m^2
翼型	オリジナル
取り付け迎角	1.4°

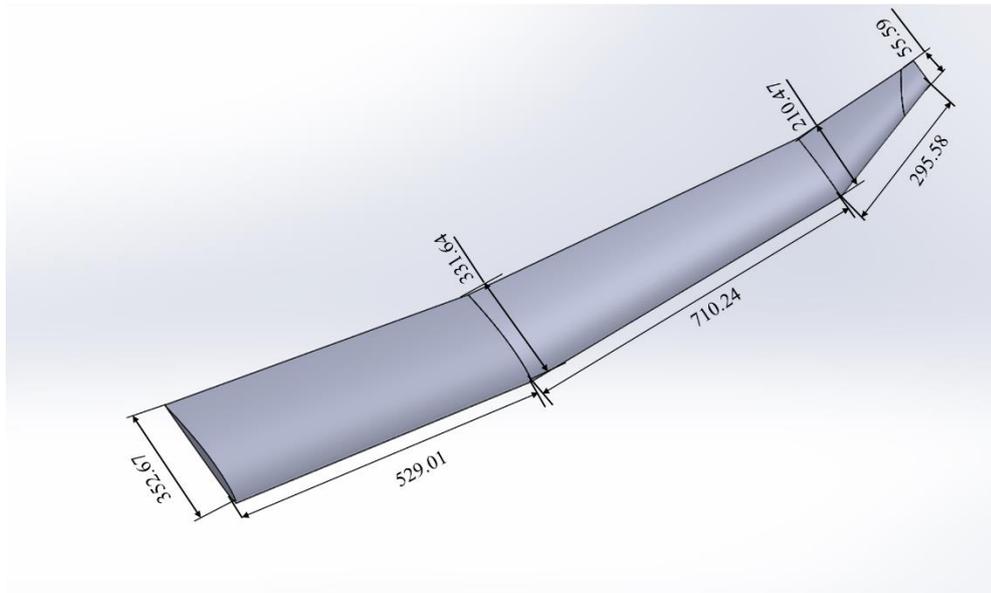


Fig3.1 Wing dimensions

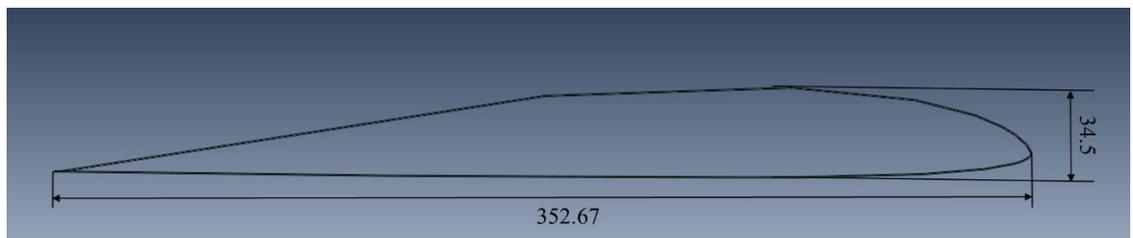


Fig3.2 Wing root dimensions

3.2 本研究で提案する翼構造

UAV の機体を低コスト化する方法の 1 つに部品数の削減が上げられる。特に多数のリブを用いる場合はリブとスキンを接着しなければならず、組み立てコストが増大する。部品数を削減した機体としては、低揚力の小型 UAV に用いられているような、スキン、スパーのみの翼の構造がある。また、この構造では接着面が少ないために、接着部での破壊確率が減少して信頼性も向上する。しかし、この設計ではスキンが十分な剛性と強度を持っていない。そのため、近年の小型 UAV では、重量減というメリットも考えて、CFRP が翼と胴体スキンに用いられることが多い。しかし、悪天候時に飛ばすためには、薄い CFRP スキンのみで剛性を維持するのは難しい。そのためスキンに補強材を付けるか、またはスキンを厚くするかの 2 つの方法がある。スキンを厚肉にすると製作は簡単になるものの、重量を抑えることができない。

そこで本研究では、図 3.3 に示すように薄肉 CFRP スキンに対して補強材付けて剛性を上げる方法を考えた。また成形方法としては、小型 UAV の CFRP 翼の製造によく用いられている VaRTM 成形法を採用することを考えた。VaRTM 成形法の特徴の 1 つに、補強材とスキンの一体成形が容易であることがある。そこで、一体成形された補強材付きスキンの構造を採用することによって、部品点数の減少による組み立てコスト削減、スキンの薄肉化による重量減、高い剛性と強度を実現できるのではないかと考えた。先行研究では、スキンの 1 層を変形させてリブとストリング用に補強材を形成して、モーターグライダーの翼の VaRTM 成形を行った。その結果、十分飛行に耐え得る翼の製造ができたが、余分な樹脂が多く、期待したほど重量を削減することができなかった。この理由は、グリッド型

の場合は真空バッグフィルムと補強材の間に隙間ができてしまったためである。

そこで、1方向のみに補強材一体成型することを考えた。ストリング方向に補強材を挿入しても翼断面の変形を抑えることができないため、本研究ではリブ方向に補強材を挿入した。ものコック構造では、スキンが十分な引張剛性を持っていれば、断面方向の補強によって断面のゆがみを抑えると、結果として曲げ剛性が向上することはよく知られている。

先行研究では、リブ方向の補強材を挿入することで、翼断面の変形を抑えて、翼の剛性を向上させることが可能であることが分かった。本研究では同じ構造で、補強材のサイズと本数についての最適化を行なうことを目指した。



Fig3.3 Structure proposed in this study

第4章 流体解析⁽¹⁾

4.1 流体解析計算領域

本解析では、汎用ソフト Abaqus/CAE を使用して計算を行なった。計算領域の図を図 4.3 に示す。図 4.3 の流体解析の計算領域は、翼根の翼弦長 l に対して、x 方向 $80l$ 、y 方向 $80l$ 、z 方向 $50l$ 、計算領域面から翼根の前縁までの距離は、x 方向 $40l$ 、y 方向 $40l$ 、z 方向 $0l$ であり、片翼のみの計算を行なった。

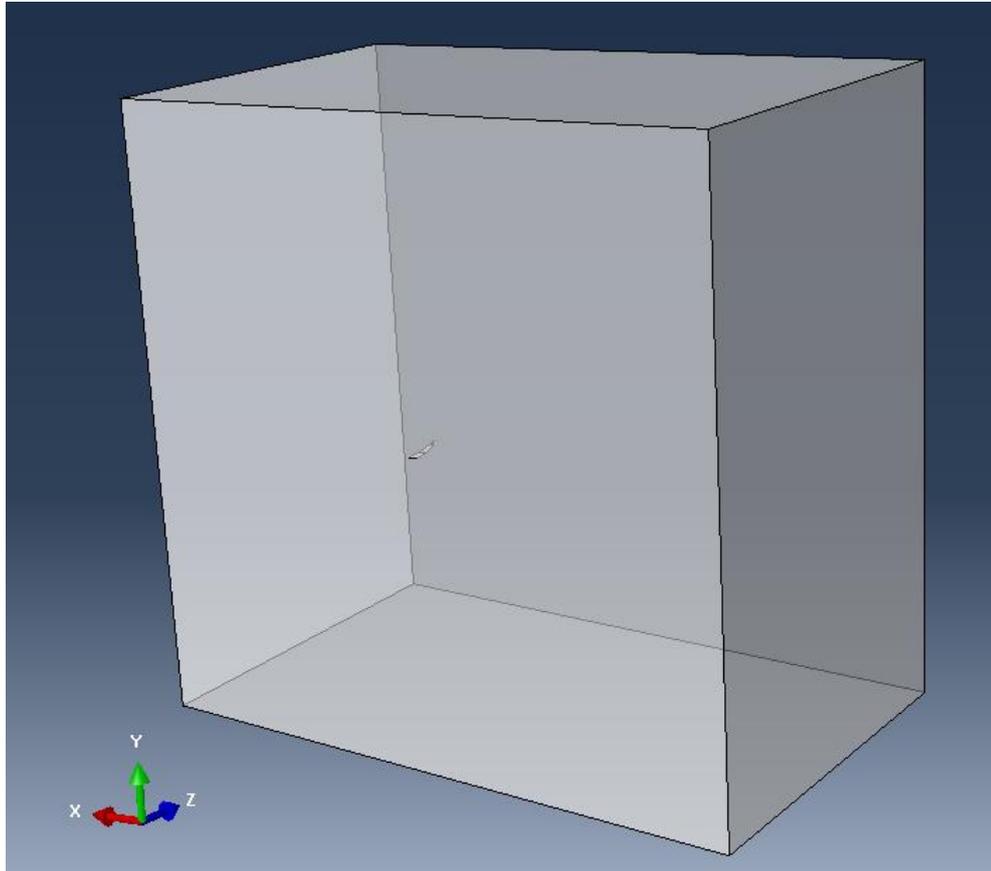


Fig4.3 Calculation area⁽¹⁾

4.2 計算条件

Abaqus/CFD の非圧縮性流体解析では、任意の検査体積に対する積分形式の非定常運動量方程式は次の式の支配方程式で与えられる。

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \hat{v} dV + \int_S \rho \hat{v} \otimes (\hat{v} - \hat{v}_m) \cdot n dS = - \int_V \nabla p dV + \int_S \tau \cdot n dS + \int_V f dV \quad (3-2)$$

V: 表面領域 S を持つ任意の検査体積 n: S の外向きの法線 ρ : 流体密度 p: 圧力
 \hat{v} : 速度ベクトル \hat{v}_m : 移動メッシュの速度 f: 物体力 τ : 粘性せん断応力

次に以下に計算条件をまとめる。

<計算流れ>

非圧縮

<計算方法>

計算法

有限体積法

解析方法

非定常解析

乱流モデル

Spalart-Allmaras

時間積分

完全陰解法(Backward-Euler)

<物性値>

空気密度

$1.183 \times 10^{-9} [\text{kg}/\text{mm}^3]$

動粘性

$15.22 \times 10^{-6} [\text{mm}^2/\text{s}]$

動渦粘性

$0.6088 \times 10^{-6} [\text{mm}^2/\text{s}]$

<境界条件>

流入面

$x=63.314[\text{m}/\text{s}], y=1.55474[\text{m}/\text{s}]$ の一樣流

流出面

圧力損失 0

z, x 面

流入面と同様の一樣流

x, y 面

流入面と同様の一樣流

翼表面

すべり無し

<初期値>

流速

流入面と同様

空気密度

$1.183 \times 10^{-9} [\text{kg}/\text{mm}^3]$

乱流

動渦粘性 : $0.6088 \times 10^{-6} [\text{mm}^2/\text{s}]$

4.3 流体解析結果

求めた翼面圧力分布の様子を図 4.4, 図 4.5 に示す. ここで求めた圧力分布を構造解析に使用した. また, $z=494$ 付近での圧力係数を図 4.6 に示す. 翼上面には負圧, 翼下面には正圧力がそれぞれかかることがわかる. 前縁部分で負圧が大きくなっているのはモデル作成の際に前縁位置が上にずれたことが原因である. また, 翼下面の前縁付近で値が乱れているのは, 計算コスト削減のためにメッシュが粗くなったことが原因である.

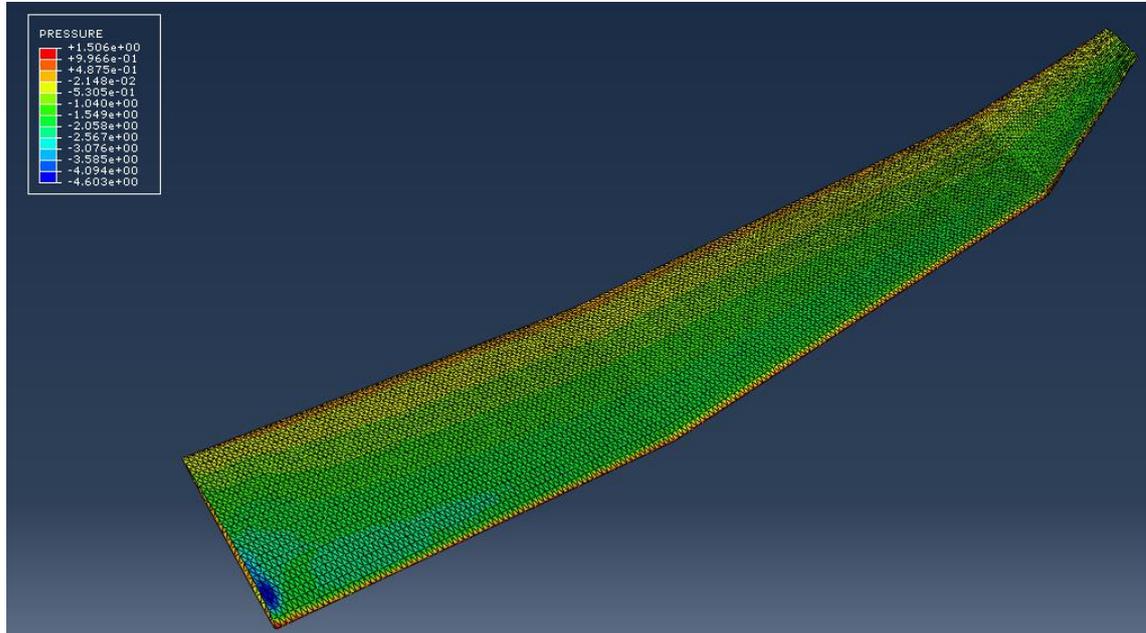


Fig4.4 Wing upper surface pressure distribution ⁽¹⁾

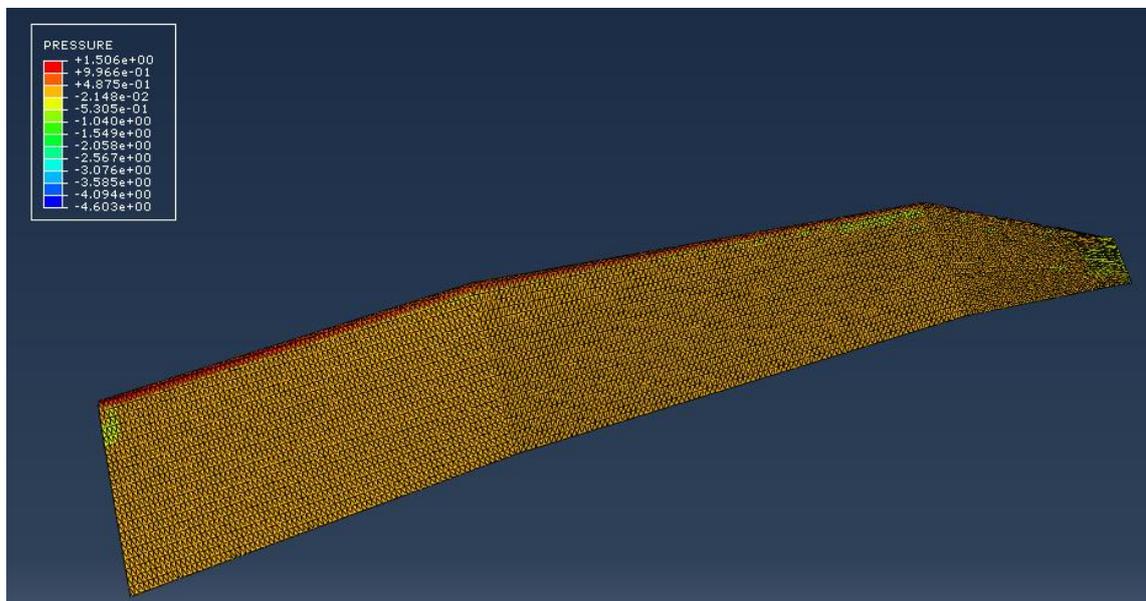


Fig4.5 Wing under surface pressure distribution ⁽¹⁾

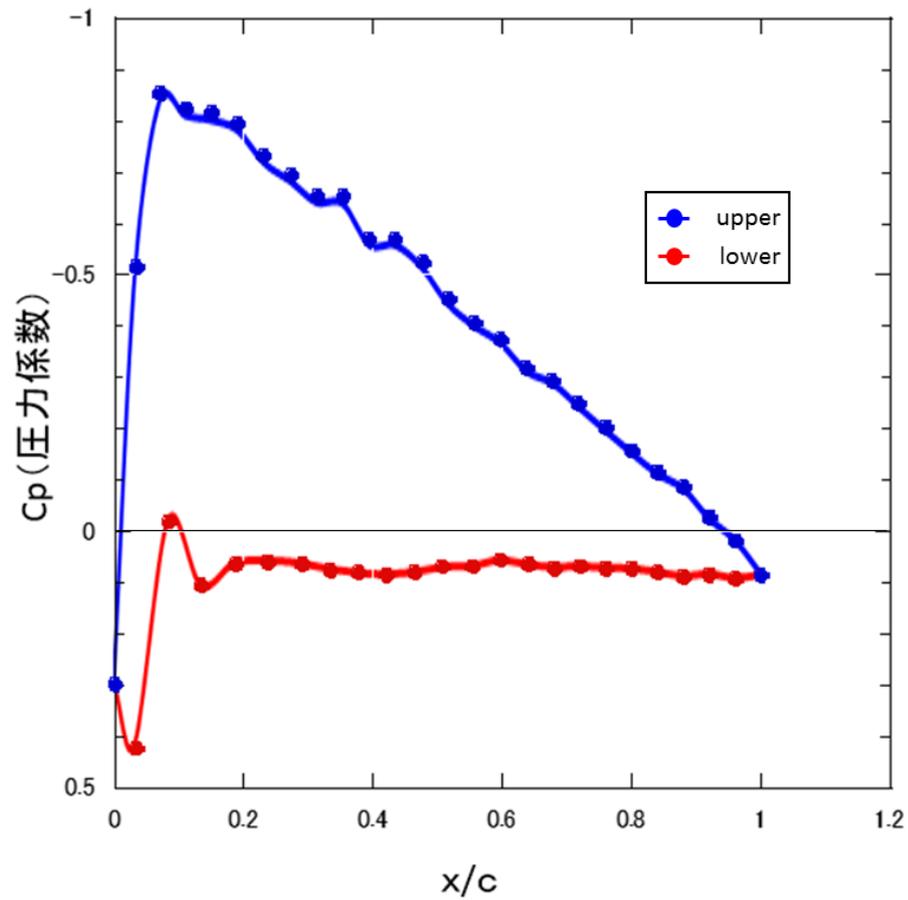


Fig4.6 Pressure coefficient ($z=494$) ⁽¹⁾

次に図 4.7 に翼周りの速度ベクトルの様子を示す。速度ベクトルの様子から、翼上面で渦ができていくことがわかる。図 3.8 に $z=494$ の翼周りの速度ベクトルを示す。ここでは翼周りに渦が発生していないことから翼根付近のみに渦が生じ、翼根損失が生じていると考える。

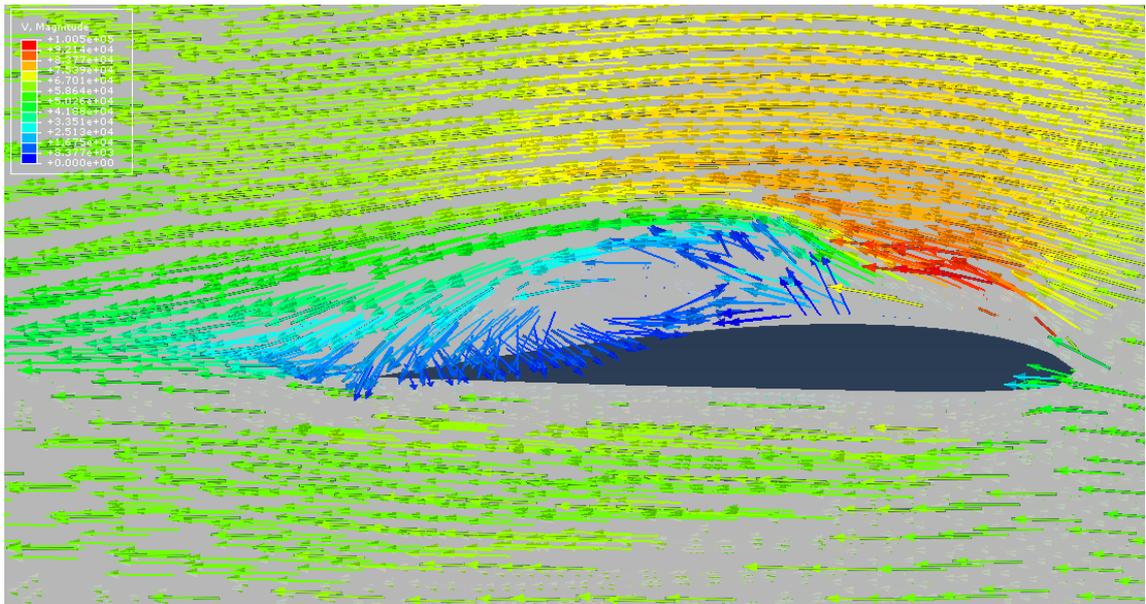


Fig4.7 Velocity vector around wing root (1)

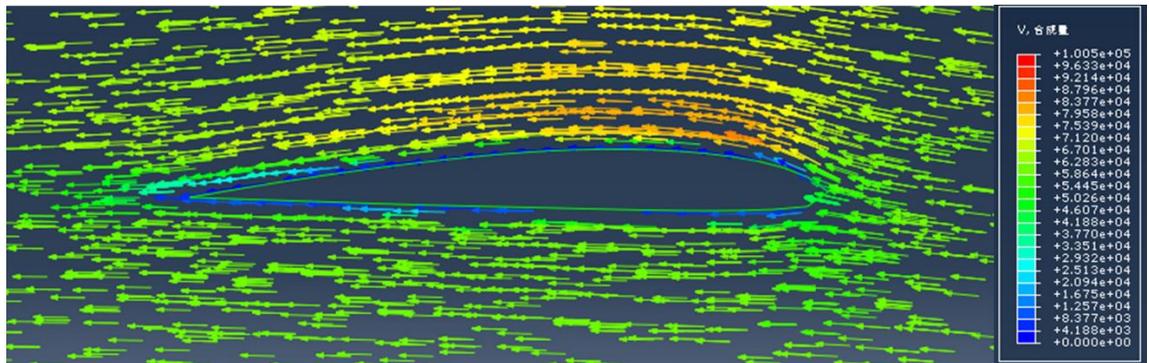


Fig4.8 Velocity vector around wing root (z=494) (1)

計算結果より、片翼にかかる揚力は上方向に 507.8N となることが分かった。すなわち、両翼あわせて 1015.6N の揚力が生じていた。なお、抗力は片翼で 9.76N であり、両翼合わせて 19.52N 生じることが分かった。

計算結果より、突風時においてもほとんど剥離は生じておらず、巡航時でも揚力係数は変わらないと考えられる。そこで、巡航時の揚力を以下の式で求めた。

$$L_{Cruise} = 1016 \left(\frac{33.3}{63.3} \right)^2 = 282[\text{N}] = 28.7[\text{kgf}] \quad (4-1)$$

よって、巡航時揚力は 28.7kg となるので、想定した最大重量 28kg にほぼ一致することが分かる。

第 5 章 構造解析

5.1 解析モデル

作成した翼モデルに対して、材料となる CFRP を割り当てた。なお、物性値は表 5.4 に後述している。翼スキンは 0.4mm 厚（2 層）の CFRP クロス材、リブは 0.2mm 厚の CFRP クロス材からなるハット型の補強とした。なお、この補強はスキンと同じクロス 1 層を用いて製作することを前提としている。

補強材のハット型の高さと同幅を同サイズとして、そのサイズ h をそれぞれ 1, 2, 3, 4, 5mm に設定した。図 5.1 に補強材断面（Abaqus の任意はり断面）の座標と厚みの指定方法を示す。また、実際に設定した値を、1mm 角、2mm 角については表 5.2 に、3mm 角、4mm 角については表 5.3 に、5mm 角については表 5.4 にそれぞれ示す。

また、 n 本の補強材を翼幅方向に対して等間隔に挿入した。補強材の本数 $n=4, 6, 8, 10, 12, 24, 36, 48$ 本に対する設置位置を表 5.1 に示す。図 5.2 に補強材を挿入したモデルの様子を示す。

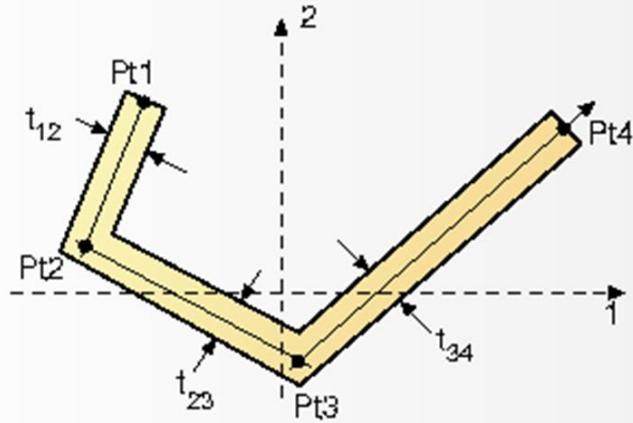


Fig5.1 Reinforcement coordinate points

Table5.2 (left) 1mm square reinforcement

1mm角				
ポイント	1座標	2座標	セグメント	厚さ
1	-0.4	0.2	-	-
2	-0.4	0.9	1-2	0.2
3	0.4	0.9	2-3	0.2
4	0.4	0.1	3-4	0.2
5	-0.4	0.1	4-5	0.2

(right) 2mm square reinforcement

2mm角				
ポイント	1座標	2座標	セグメント	厚さ
1	-0.9	0.2	-	-
2	-0.9	1.9	1-2	0.2
3	0.9	1.9	2-3	0.2
4	0.9	0.1	3-4	0.2
5	-0.9	0.1	4-5	0.2

Table5.3 (left) 3mm square reinforcement

3mm角				
ポイント	1座標	2座標	セグメント	厚さ
1	-1.4	0.2	-	-
2	-1.4	2.9	1-2	0.2
3	1.4	2.9	2-3	0.2
4	1.4	0.1	3-4	0.2
5	-1.4	0.1	4-5	0.2

(right) 4mm square reinforcement

4mm角				
ポイント	1座標	2座標	セグメント	厚さ
1	-1.9	0.2	-	-
2	-1.9	3.9	1-2	0.2
3	1.9	3.9	2-3	0.2
4	1.9	0.1	3-4	0.2
5	-1.9	0.1	4-5	0.2

Table5.4 5mm square reinforcement

5mm角				
ポイント	1座標	2座標	セグメント	厚さ
1	-2.4	0.2	-	-
2	-2.4	0.9	1-2	0.2
3	2.4	0.9	2-3	0.2
4	2.4	0.1	3-4	0.2
5	-2.4	0.1	4-5	0.2

Table5.1 Locations of stiffeners

Number	Stringer position[mm]
4	315, 630, 945, 1260
6	225, 450, 675, 900, 1125, 1350
8	175, 350, 525, 700, 875, 1050, 1225, 1400
10	143, 286, 429, 572, 715, 858, 1001, 1144, 1287, 1430
12	121, 242, 363, 484, 605, 726, 847, 968, 1089, 1210, 1331, 1452
24	63, 126, 189, 252, 315, 378, 441, 504, 567, 630, 693, 756, 819, 882, 945, 1008, 1071, 1134, 1197, 1260, 1323, 1386, 1449, 1512
36	42, 85, 127, 170, 212, 255, 297, 340, 382, 424, 467, 509, 552, 594, 637, 679, 721, 764, 806, 845, 891, 934, 976, 1019, 1061, 1103, 1146, 1188, 1231, 1273, 1316, 1358, 1401, 1443, 1485, 1528
48	32, 64, 96, 129, 161, 193, 225, 257, 289, 321, 354, 386, 418, 450, 482, 514, 546, 579, 611, 643, 675, 707, 739, 771, 804, 836, 868, 900, 932, 964, 996, 1028, 1061, 1093, 1125, 1157, 1189, 1221, 1253, 1286, 1318, 1350

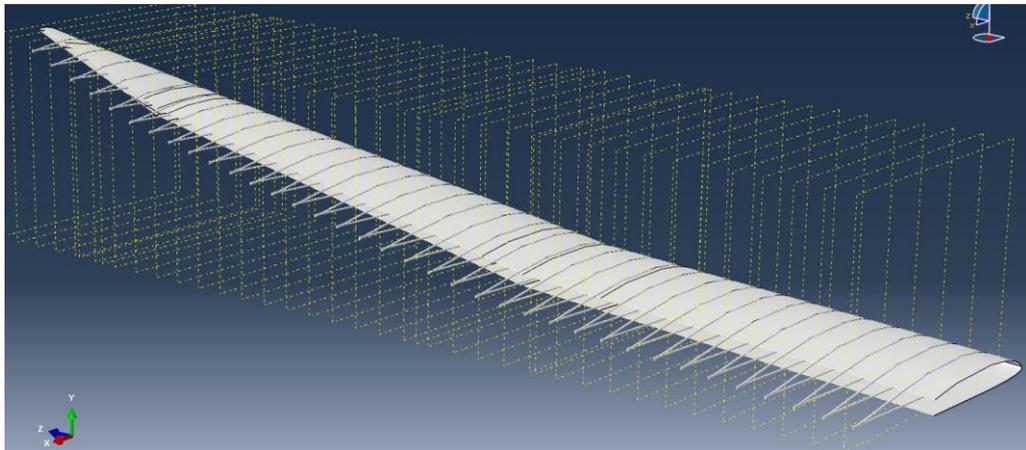


Fig5.2 Wing model with reinforcement (h=2 mm, n=36)

5.2 境界条件と圧力荷重

図 5.3 に境界条件の様子を示す。翼根のエッジに対して x 方向, y 方向, z 方向の 3 軸全てに変位, 回転共に 0 として完全固定した。また, モデルに対して流体解析で求めた翼面圧力分布を翼表面にマッピングし, 翼面に重力 $G = 9.8\text{m/s}^2$ を与えた。

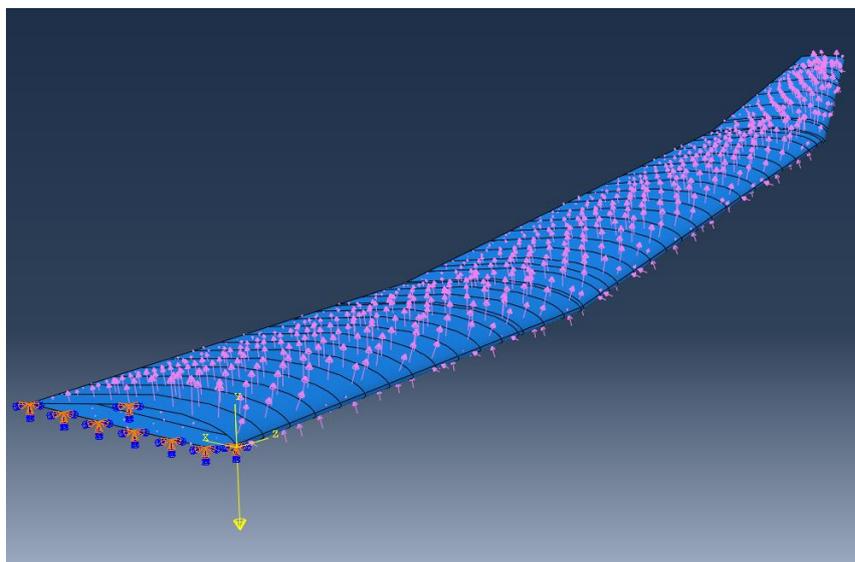


Fig5.3 Boundary condition and pressure distribution in structural analysis

5.3 物性値⁽¹⁾

本研究では, カーボクロスとエポキシ樹脂を用いた CFRP スキンと補強材を用いるものとした。その CFRP の物性値を求めるために CFRP の試験片を作成し, 引張り試験を行った。試験片は VaRTM 成形法でカーボクロスを 5 枚積層させ 250mm 角の平板を作成し, 樹脂の含浸方向に対して 0° , 45° , 90° 方向の試験片を $25\text{mm} \times 120\text{mm}$ に切り出した。

解析に使用した物性値を表 5.4 に示す。厚さ方向の物性値については一般的な物性値の値を用いて計算を行なった。

Table5.4 Material Properties

E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	E_3 (GPa)	ν_{12}	ν_{13}
67.4	52.9	10	0.096	0.3
ν_{23}	G_{12} (GPa)	G_{13} (GPa)	G_{23} (GPa)	ρ (g/cm^3)
0.3	3.89	3.89	2	1.37

5.4 構造解析結果

図 5.4 に本数, サイズ共に最小の $h=1, n=4$ の補強材を挿入したときの翼全体のたわみを, 図 5.5 には本数, サイズ共に最大の $h=5, n=48$ の補強材を挿入したときの全体のたわみを示す. 両図の上側に示された翼モデルが解析後のモデルで, 図の下側に表示されたモデルが解析前の翼モデルである. 全てのサンプルで翼は上側にたわんだ. 図 5.4 と 5.5 を比較すると, 補強材のサイズと本数の増加に伴い, 翼全体のたわみを抑えていることが分かった.

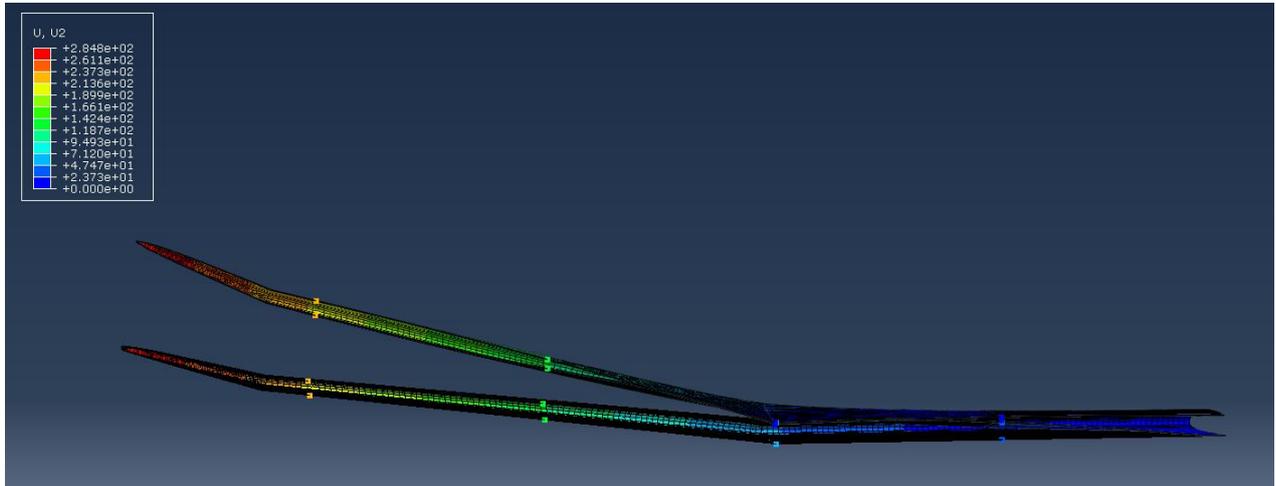


Fig5.5 Deflection of whole wing ($h=1, n=4$)

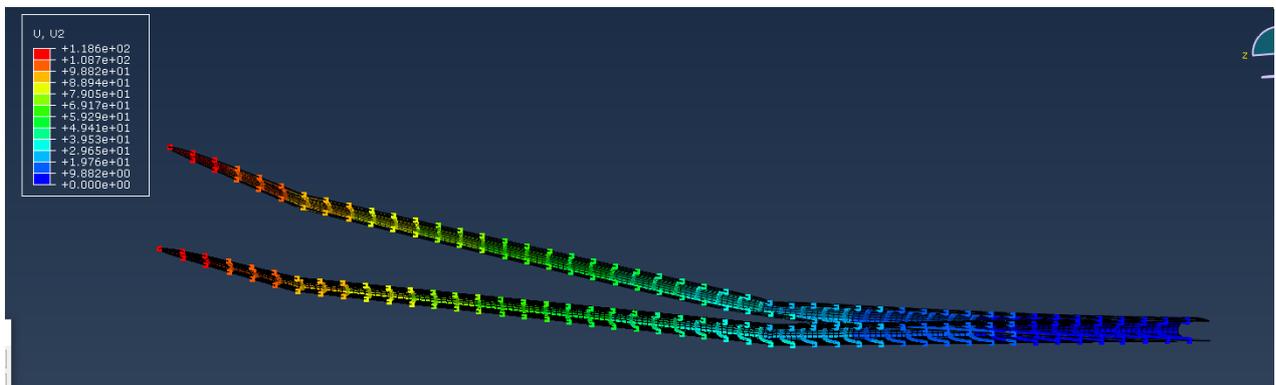


Fig5.6 Deflection of whole wing ($h=5, n=48$)

次に図 5.7 に $h=1, n=36$ の補強材を挿入したモデルの $z=630$ の位置での翼断面, 図 5.8 に $h=5, n=36$ の補強材を挿入したモデル, 図 5.9 に $h=5, n=48$ の補強材を挿入したモデルの $x=630$ の位置での断面図をそれぞれ示す. これらの図の下に表示された翼型が解析前の翼型であり, 上側に表示された翼型が解析後の翼型である. このことから, 補強材のサイズの増加に伴い, 翼断面の変形を抑えていることが分かった. しかし, 補強材の本数の変化での翼断面の変形の差は小さいことがわかった.

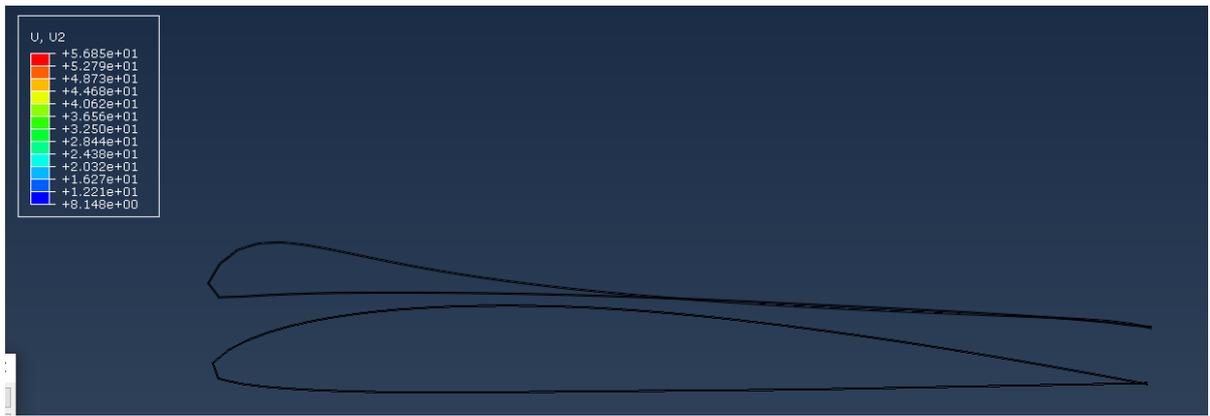


Fig5.7 Deformation of airfoil (h=1, n=36)

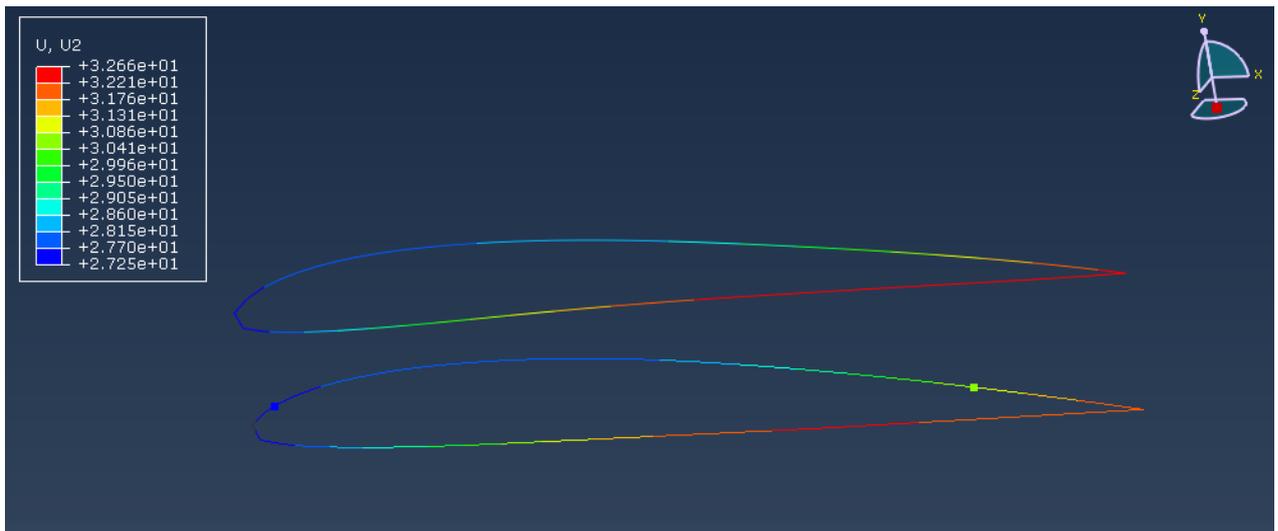


Fig5.8 Deformation of airfoil (h=5, n=36)



Fig5.9 Deformation of airfoil (h=5, n=48)

6 章 多目的最適化

6.1 設計変数と解析条件

本研究では、補強材のサイズ($h=1,2,3,4,5$)と補強材の本数($n=4,6,8,10,12,24,48$)を設計変数として、総当りで解析を行い、それぞれのサンプルでの目的関数である翼重量 f_w 、翼端たわみ f_t 、翼厚変形量 f_s の応答を求めた。翼厚の変形量は、下面の y 方向変位から上面の y 方向変位を引くことで求めた。すなわち変形量がプラスなら翼厚が減少となる。翼厚に対しては、3段目は考慮しない。

6.2 応答曲面法

本研究では、最小二乗法による多項式の近似を行なうことで解析サンプル全体の傾向を捉えた応答曲面のモデルを、計算処理ソフトウェア Mathematica を用いて作成した。応答曲面法は曲面の可視化、どの設計変数が目的関数に影響を与えるのを見極めることができる。そこで、本研究では、補強材のサイズ、本数が目的関数にどのような影響を与えるのか調べた。

以下の式 5.1 について、 x を補強材のサイズ、 y を補強材の本数として、目的関数 f_w, f_t, f_s の応答曲面を算出した。

$$f = c_0 + c_1x + c_{11}x^2 + c_{12}xy + c_2y + c_{22}y^2 \quad (6-3)$$

6.3 応答結果

図 6.1 に翼重量の応答を図 6.2 にそのときの応答曲面をそれぞれ示す。翼重量の応答曲面の目的関数の 2 次方程式を式(6-4)に示す。補強材の本数及び、断面積をそれぞれ大きくすればするほど、重量の増加が見られた。しかし、重量が最も重い 5mm 角の補強材を 48 本入れた応答でも両翼で 1240g であり、スキンのみの 960g と比較しても両翼での重量増加が 280g と想定機体重量の 20kg と比べて影響は少ないと考えた。

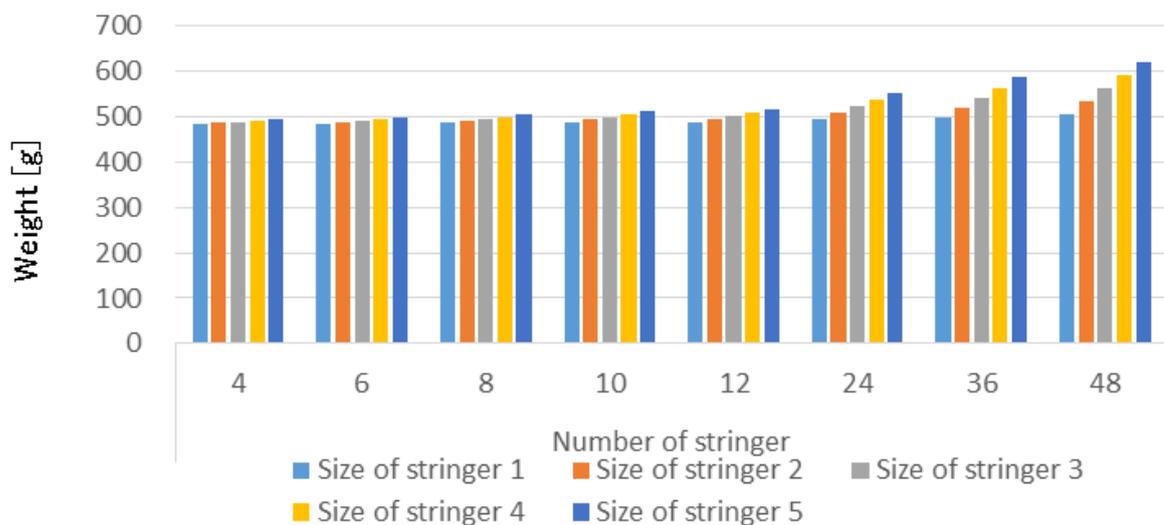


Fig6.1 Response of weight

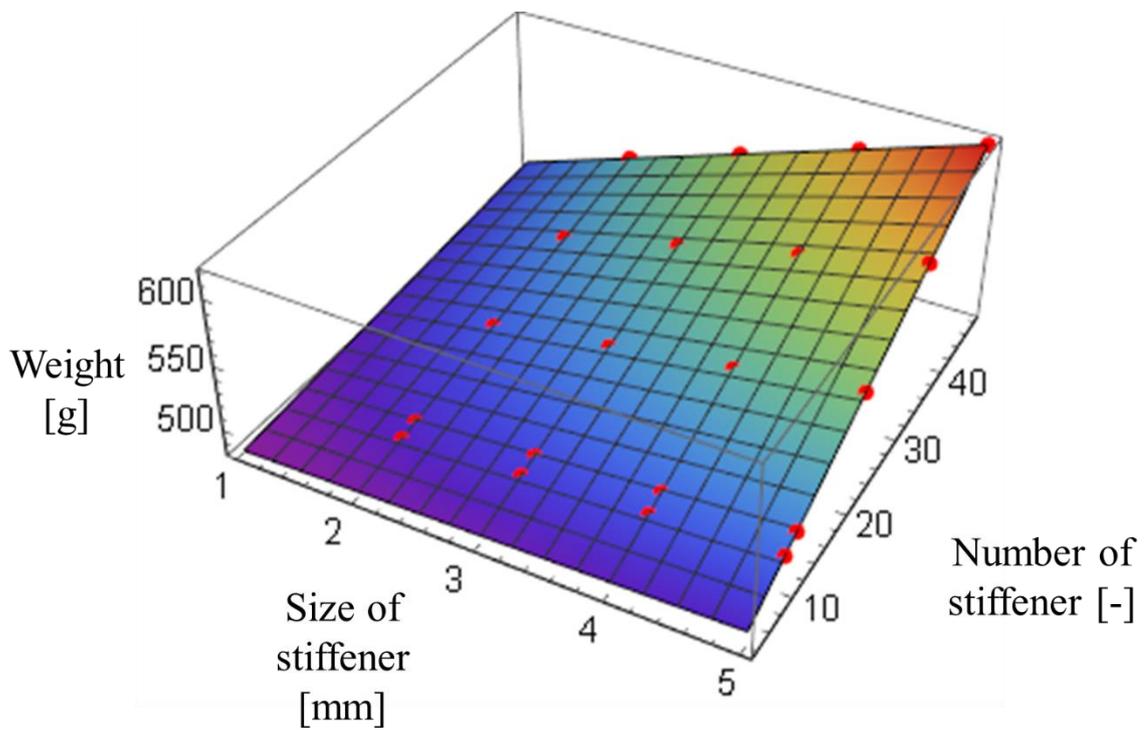


Fig6.2 Response surface of weight

$$fw = 480.644 + 0.10135x + 0.0005x^2 - 0.117775y + 0.602667xy - 0.000243511y^2 \quad (6-4)$$

図 6.3 に翼端たわみの応答を図 6.4 に翼端たわみの応答曲面をそれぞれ示す。応答曲面は式(6-5)の 2 次方程式から得られた。補強材のサイズと本数の増加に伴ってたわみを抑えることができ、実質的に剛性が増加することが分かった。応答の変化は 124-319mm であったが、片翼スパンが約 1500mm であるため、翼端たわみは想定内であるといえる。

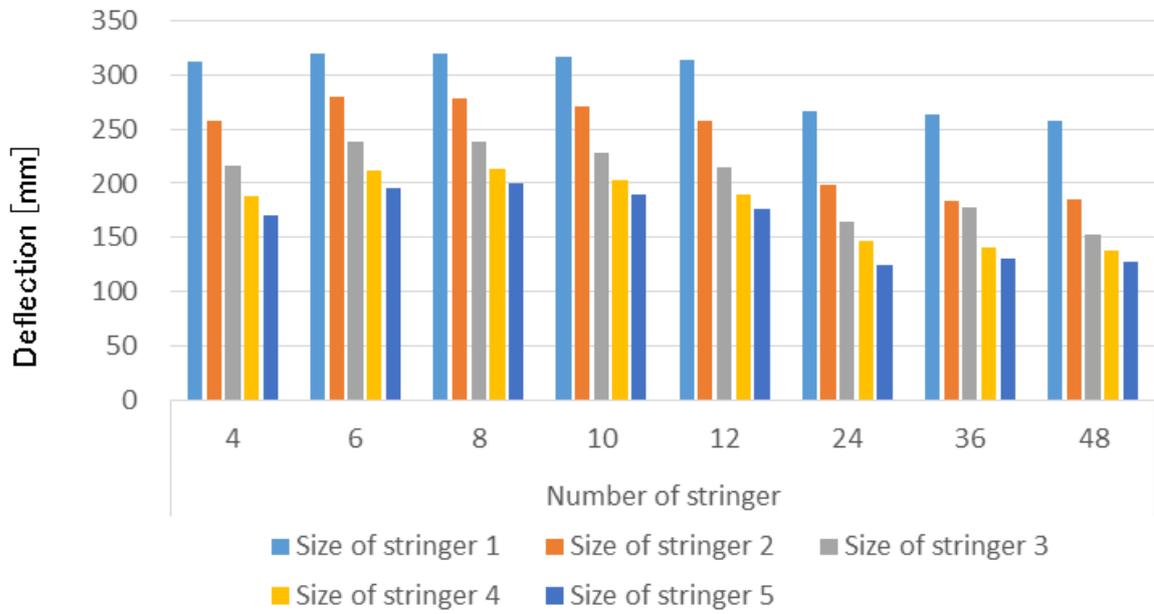


Fig6.3 Response of Wingtip deflection

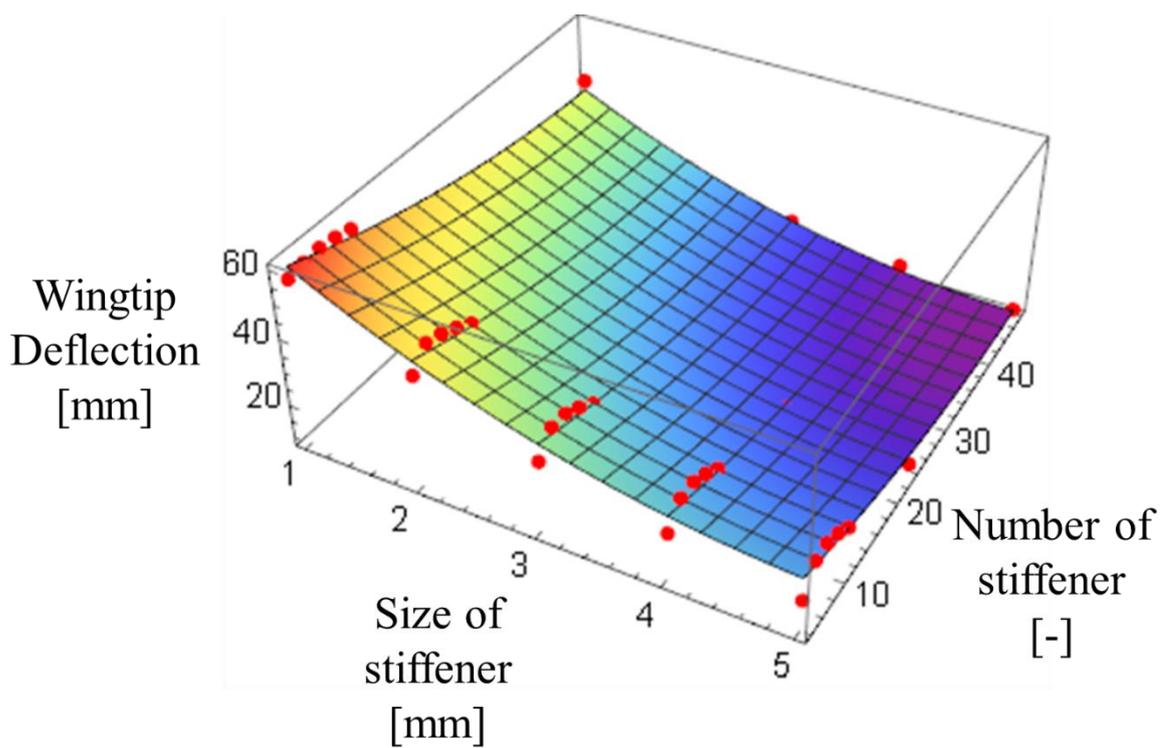


Fig6.4 Response surface of wingtip deflection

$$f_t = 430.482 - 60.845x + 4.5x^2 - 7.49263y + 0.236346xy + 0.0850975y^2 \quad (6-5)$$

図 6.5 に最大翼厚変形量の応答を，図 6.6 に翼厚変形量の応答曲面をそれぞれ示す．応答曲面は式 (6-6) の 2 次方程式から得られた．補強材のサイズ，本数の増加に伴って翼厚変形量を抑えることが出

来ることが分かった。しかし、補強材のサイズ、本数が小さい1mm角、6本では最大の翼厚変形量が58mmとなり、元の翼厚の34.5mmよりも大きな値となった。これは、折り目で局所座屈が生じた影響であると考えられる。そこで、折り目付近に影響が小さい $z=1000-1300$ までの範囲を取得したときの応答を図6.7に、その応答曲面を図6.8にそれぞれ示す。式(6-7)は応答曲面を取得するための2次方程式である。

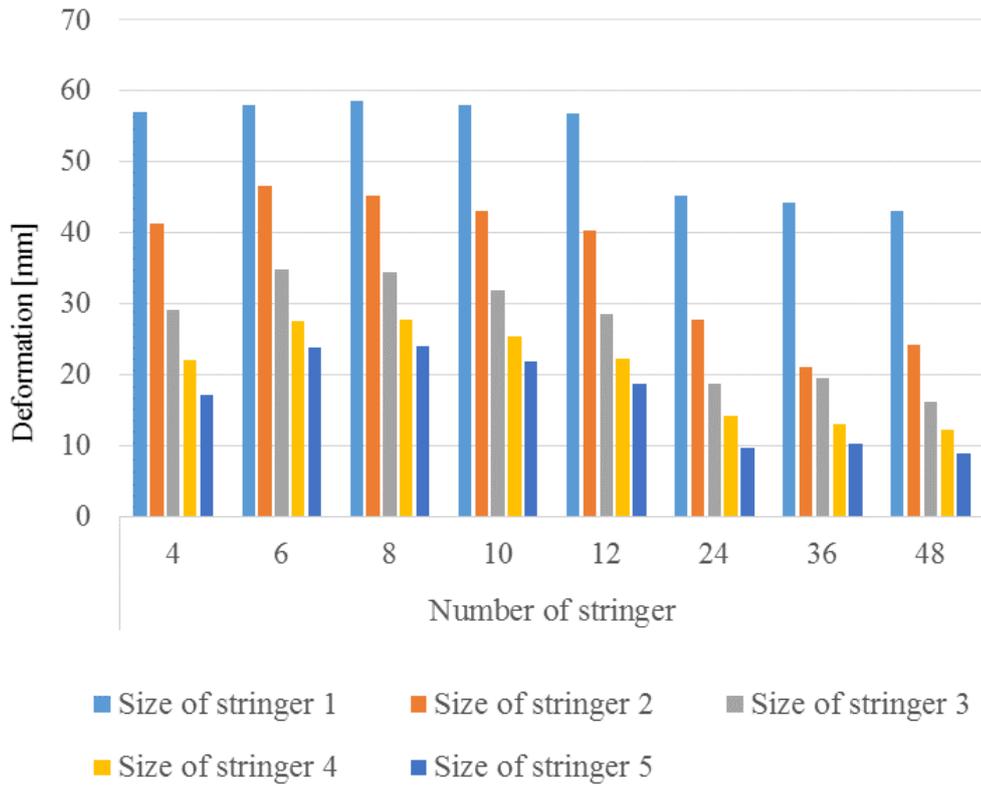


Fig6.5 Response of Airfoil deformation

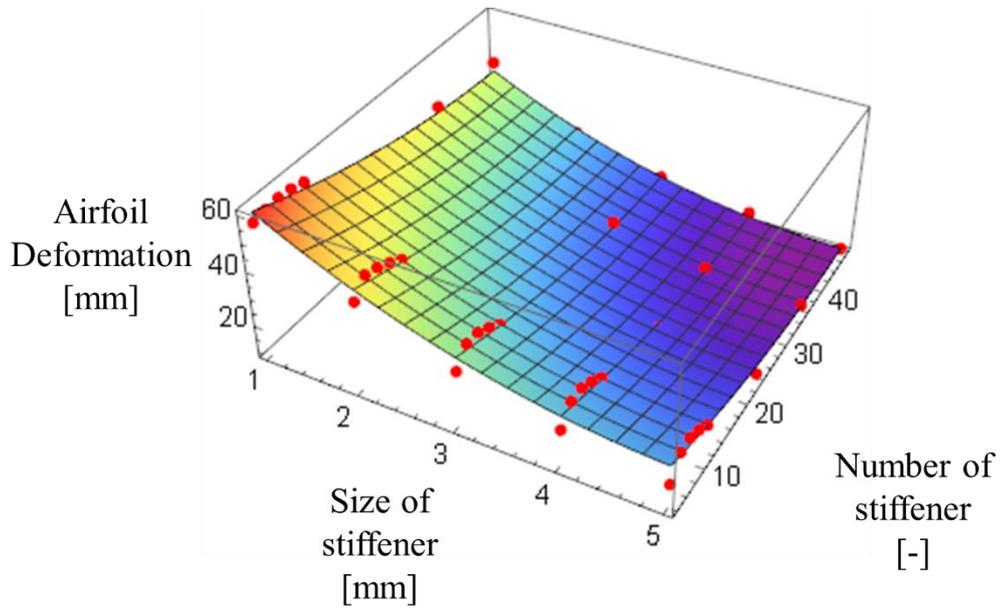


Fig6.6 Response surface of Airfoil deformation

$$ft1 = 4.4283 - 1.2169x + 0.104439x^2 - 0.0667116y + 0.00407389xy - 0.000618846y^2 \quad (6-6)$$

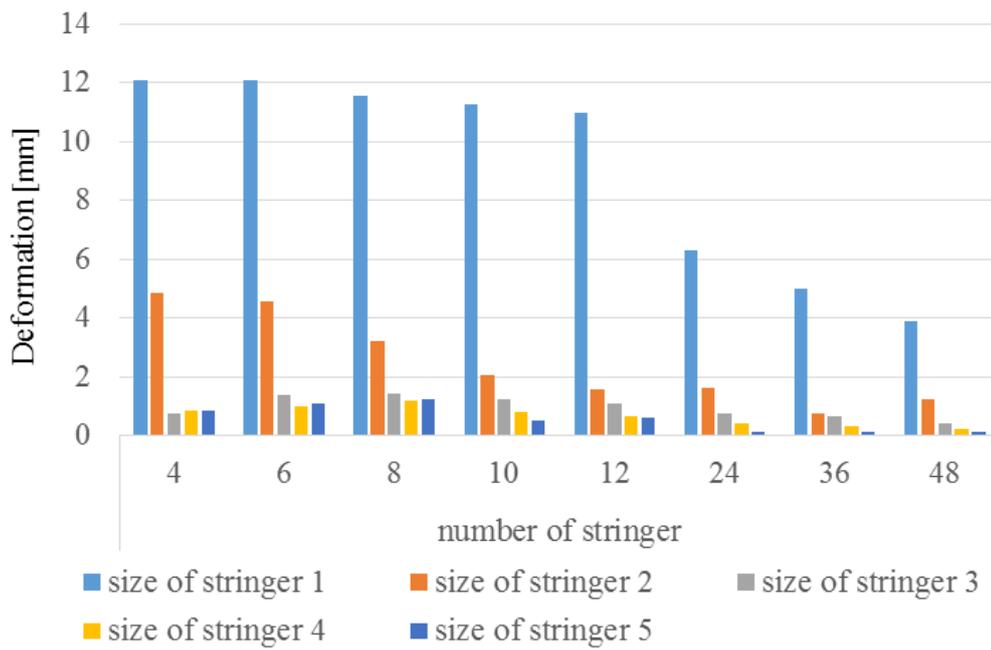


Fig6.7 response of Airfoil deformation at 1000-1300

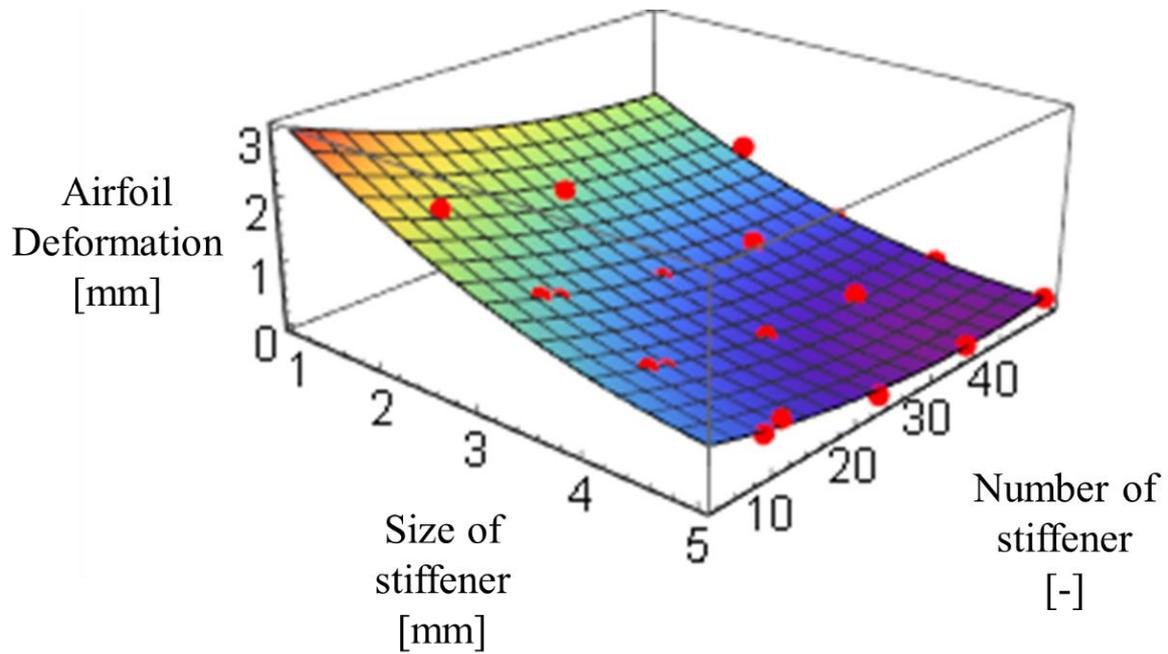


Fig6.8 Response surface of Airfoil deformation at1000-1300

$$f_t = 84.3073 - 21.7088x + 2.05155x^2 - 0.994486y + 0.0368512xy + 0.00913771y^2 \quad (6-7)$$

図より補強材のサイズが 1mm のときは翼厚変形を十分に抑えることが出来ておらず、補強材のサイズが 2mm 以上では翼厚変形量を 5mm 以下に抑えることが出来ることが分かる。また、補強材のサイズが 2mm かつ 10 本以上挿入することで変形を 2mm 以下に抑えることが分かった。

補強材のサイズが 1mm、もしくは補強材の本数が 8 本以下の場合、座屈の影響が大きく、応答曲面の非線形性が非常に強くなったため、本研究では補強材のサイズ 2~5mm、補強材の本数が 10~48 本が最適解を求めるための設計変数範囲とした。

6.4 翼重量と翼端たわみの多目的最適化

図 6.1 から図 6.4 より，片翼重量と他の 2 つの応答曲面の振る舞いは互いにトレードオフの関係であるが，翼端たわみの応答と翼厚変形量の応答はそれぞれ似たような応答を示した．そこで，翼重量と翼端たわみ，翼重量と翼厚変形量をそれぞれ組み合わせて多目的最適化を行なった．

設計変数範囲での目的変数である翼重量，翼端たわみの中央値， fw_0, ft_0 を用いて目的変数の応答値を正規化させ，それらを組み合わせて以下の式(6-8)を作成した．この時， a は重み関数であり，0-1 の範囲で掃引して目的関数を最小化する設計変数を求めることでパレート解を求めた．

$$OBJ1 = \frac{fw}{fw_0}a + \frac{ft}{ft_0}(1 - a) \quad (6-8)$$

fw : 翼重量の目的関数 fw_0 : 翼重量の中央値 ft : 翼端たわみの目的関数
 ft_0 : 翼端たわみの中央値 a : 重み関数

図 6.9 にOBJ1から得られた縦軸には翼端たわみ，横軸に片翼重量を軸としたパレート解を，図 6.10 には設計変数である補強材のサイズを縦軸に，補強材の本数を横軸にとったグラフをそれぞれ示す．図 5.6 より，ある程度の重量となると翼端たわみの変形量は小さいことがわかった．また，図 6.10 より，補強材のサイズは 2-5mm の間，本数が 10-41 本まで変化することが分かった．本研究では翼端たわみを 150mm 以下に抑えるものを解として選んだ．そのときの最軽量のパレート解の重み，サイズ，本数がそれぞれ $a = 0.8, h = 4.6327, n = 23$ であることが分かった．

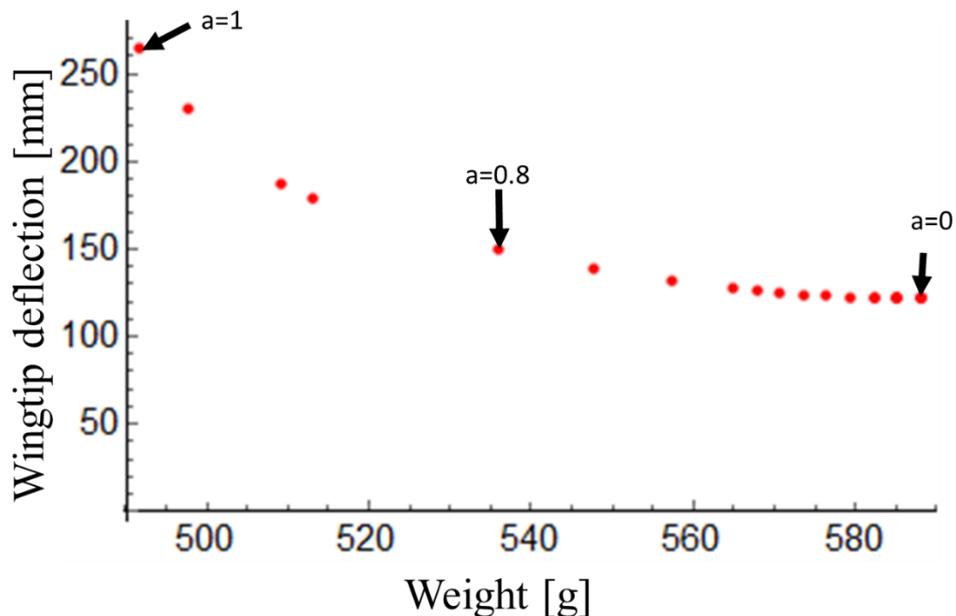


Fig.6.9 Pareto solutions obtained by multi-objective optimization (OBJ1)

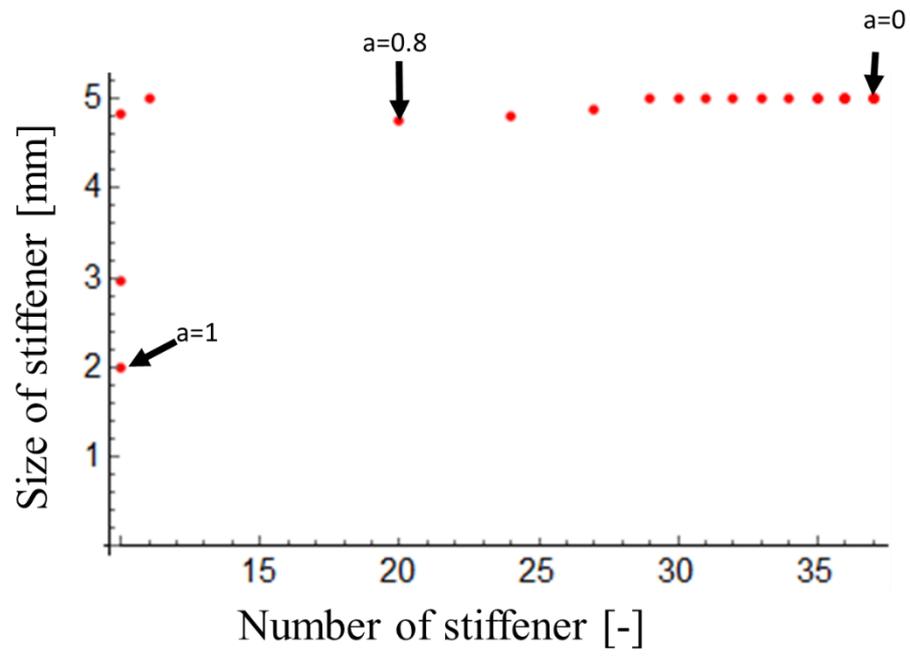


Fig.6.10 Relationship between size and number of stiffeners for Pareto solutions (OBJ1)

6.5 翼重量と翼厚変形量の多目的最適化

OBJ1と同様な手順で翼重量と翼厚変形量の多目的最適化を行なった。設計変数範囲での目的変数である翼重量、翼厚変形量の中央値、 f_w, f_{s_0} を用いて目的変数の応答値を正規化させ、それらを組み合わせて以下の式(6-9)を作成した。この時、 a は重み関数であり、0-1の範囲で掃引して目的関数を最小化する設計変数を求めることでパレート解を求めた。

$$\text{OBJ2} = \frac{f_w}{f_{w_0}} a + \frac{f_s}{f_{s_0}} (1 - a) \quad (6-9)$$

f_w : 翼重量の目的関数 f_{w_0} : 翼重量の中央値 f_s : 翼厚変形量の目的関数
 f_{s_0} : 翼厚変形量の中央値 a : 重み関数

図 6.11 にOBJ2から得られた縦軸には翼厚変形量、横軸に片翼重量を軸としたパレート解を、図 6.12 にはパレート解について設計変数である補強材のサイズを縦軸に、補強材の本数を横軸にとったグラフをそれぞれ示す。図 6.11 より、ある程度の重量となると翼厚変形量は小さいことがわかった。また、図 6.12 より、補強材のサイズは 2-5mm の間、本数が 10-37 本まで変化することが分かった。本研究では翼厚の変形量を 0.5mm 以下に抑えるものを解として選ぶことにした。そのときの最軽量のパレート解の重み、サイズ、本数がそれぞれ $a = 0.85, h = 4.8, n = 15$ となる事が分かった。

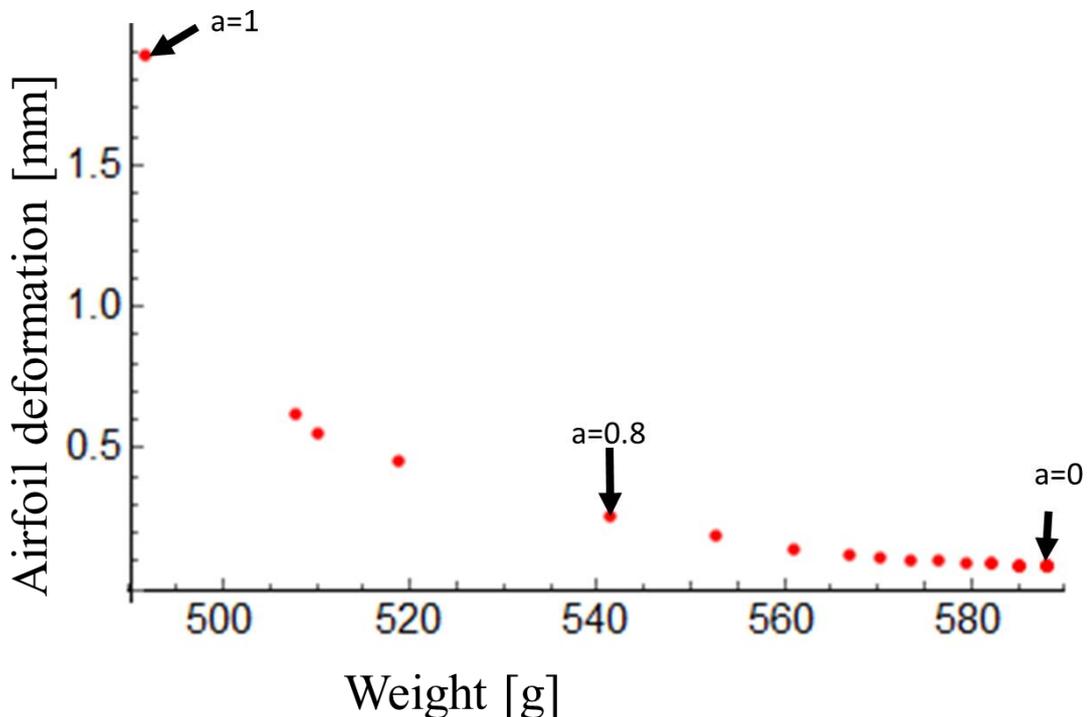


Fig.6.11 Pareto solutions obtained by multi-objective optimization (OBJ2)

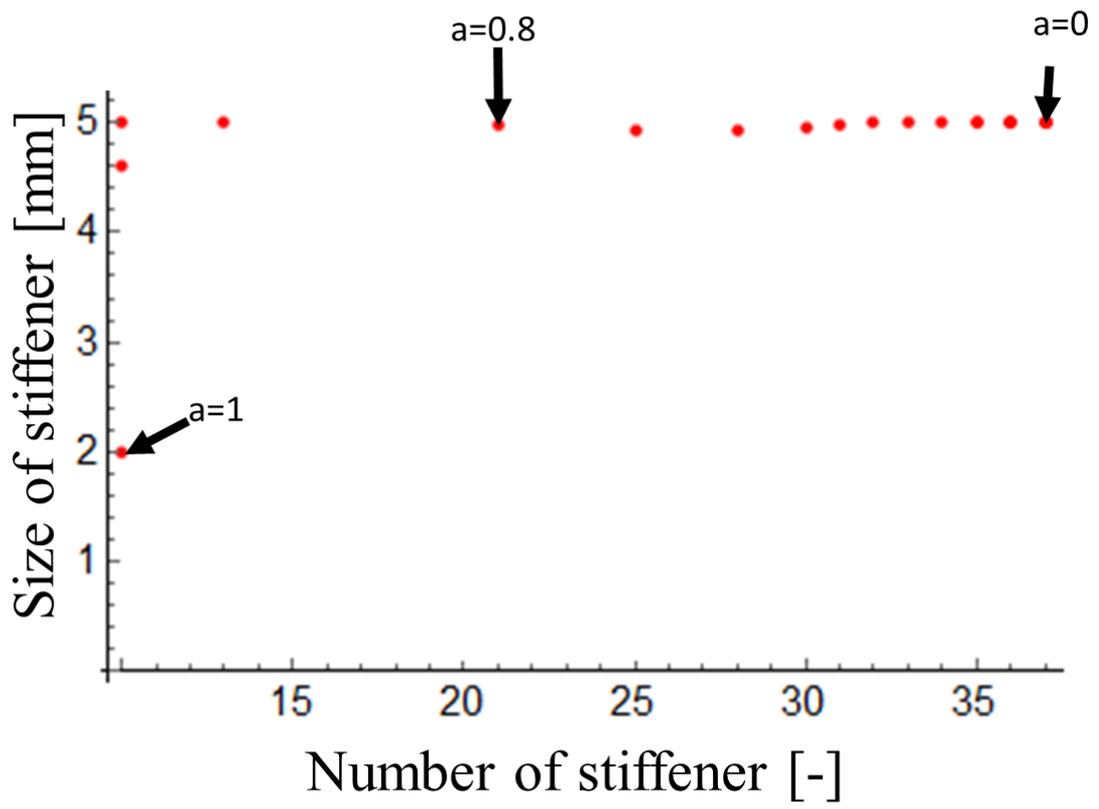


Fig.6.12 Relationship between size and number of stiffeners for Pareto solutions (OBJ2)

6.6 最適解の選択

表 6.1 はOBJ1, 表 6.2 はOBJ2のパレート解について本研究の解の候補をそれぞれ2組ずつ抽出したものである。本研究では, 翼端たわみを 150mm 以下に抑え, 翼厚変形量を 0.5mm 以下で最軽量のものが最適解である。この時, OBJ2の重み, 補強材のサイズ, 本数がそれぞれ $a = 0.85, h = 4.7, n = 15$ のとき, 翼重量は最軽量かつ翼厚変形量は 0.5mm 以下に抑えているが翼端たわみが 164mm であるため, 解ではないとした。その結果, 本研究で定めた翼端たわみ, 翼厚変形量を抑えた最軽量の解はOBJ1で重さ, 補強材のサイズ, 寸法がそれぞれ $a = 0.85, h = 4.8, n = 24$ のとき, 翼重量が両翼で 1.72kg であり, 翼厚変形量も 0.303mm, 翼端たわみを 150mm に抑えることができた。

Table6.1 Solution candidates of OBJ1

Weight function a	Size [mm]	Number [-]	Weight [g]	Airfoil deformation [mm]	Wingtip deflection
0.85	4.8	24	536	0.303	150
0.8	4.7	20	548	0.217	138

Table6.2 Solution candidates of OBJ2

Weight function a	Size [mm]	Number [-]	Weight [g]	Airfoil deformation [mm]	Wingtip deflection
0.85	4.7	15	522	0.436	164
0.8	4.6	23	542	0.256	134

第7章 結言

本研究では、強風でも運用可能な小型 UAV(小型無人飛行機)の低コストかでリブ一体成形 CFRP 翼の実現を目指した。先行研究より流体解析を行い、翼表面にかかる圧力分布を求めた。流体解析から得られた圧力分布をもとに構造解析を行い、補強材の本数、サイズを設計変数とした翼重量、翼端たわみ、翼厚変形量の応答を求め、各設計変数の影響を求めた。

その結果、今回想定した最大瞬間対気速度 208km/h、翼スパン 3.15m の機体では、高さ及び幅が 5mm 以上のハット型補強材が 24 本をリブの代わりとして用いることでリブ無しの重量と比較して約 11.2% 増加するが、翼端たわみ、翼厚の変形量を十分な許容範囲に収めることができることがわかった。

しかしながら、今回用いたモデルでは折り目で局所座屈が生じたため、座屈を起こさない翼デザインを行なうか、折り目付近のみスキんに厚みを持たせる、または折り目のみリブを導入して座屈を起こさないモデルについて最適化を行いたい。また、本モデルではスパーが挿入されていないが、折り目の局所座屈を抑える目的や、実際に翼を制作し、胴体に取り付けるためにはスパーが必要であるため、スパーを導入したモデルについても検討を行いたい。

謝辞

本研究ならびに論文執筆において多大な助言，御指導くださいました高坂達郎准教授，楠川量啓教授に感謝の意を表します．また，研究にあたり様々な協力をして頂きました機能性材料工学研究室の皆様からは多大な御支援を頂き，合わせて感謝いたします．

参考文献

1. 邊吾一・石川隆司, 先進 複合材料工学 培風館(2005)
2. 鷺森友和, 小型 UAV 翼の最適設計 高知工科大学(2018)
3. 鷺森友和, 無人小型航空機用 CFRP 翼の一体成形 高知工科大学(2016)
4. J. Starke, Carbon composites in automotive structural applications, EuCIA : Composites and Sustainability, 19 March. Brussels, 2016.
5. 社団法人 日本航空技術協会 航空工学講座 第4巻 株式会社 ディグ(2004)
6. 航空実用辞典 <http://www.jal.com/ja/jiten/index/index.html>
7. 杉村成哉, 応答曲面法による CFRP 製ロードバイクフレームの剛性および形状最適化 高知工科大学(2019)
8. NTTDATA 数理計画用語集多目的最適化 <https://www.msi.co.jp/s4/introduction/manyuse.html>
9. CAE 技術者のための情報サイト <http://jikosoft.com/>
10. 日本流体学会 松尾裕一 航空 RANS 解析で使われる乱流モデルの特性評価 ながれ 35(2016) 237-245