

人力飛行機 CHicK-2000 における応力外皮構造翼の開発

CHicK-2000 プロジェクトチーム

“アクティブギャルズ”

吉川俊明((株)浅沼組) 坂本慎介(三菱電機(株))

堀琴乃(郵船トラベル(株))

服部高資(名古屋大学) 佐多宏太(名古屋大学)

まえがき

“CHicK-2000”の主翼の構造について報告する。

“CHicK-2000”は、360°の旋回飛行を目指して開発を続けている。目標の旋回半径は200mで、定常飛行の必要馬力は、飛行速度8.0mで160ワットを目指している。堀琴の体力と縦技術を考慮し、超低出力による高速飛行を狙っている。超低出力飛行の実現に向けて、**アスペクト比43.7**の長大な翼の支持と、釣り合い旋回飛行中に左右の翼にアンバランスに生じる捻り応力に抵抗させる為に、主翼には、**単桁の応力外皮；ストレススキン構造**を採用した。

この種の翼の人力飛行機は、海外には幾つかの成功例が有るが、我が国では少数の製作報告のみに留まっていた。我々は、5年前からストレススキン翼機“CHicK-2000”の開発に着手し、昨春から名古屋大学の人力飛行機チーム“AirCraft”と共同で試験飛行に着手した。

先月、漸く**自力離陸と高度2mまでの上昇飛行に成功**し、狙いの性能の確認中である。ストレススキン翼の開発経緯や製作方法、問題点について報告する。

Fig - 1

人力飛行機に於けるストレススキン翼開発の背景

人力飛行機に於けるストレススキン翼の開発の背景について、ストレススキン翼は、1985年のクレーマー・スピード賞の最終獲得機である**“マスキュラー2号”**が最も成功した例である。その後米国で**“マラソン・イーグル号”**や**“レイベン号”**にも採用されている。いずれの機体も単桁のストレススキン構造で、スキンはフォーム材をグラスファイバーやカーボンファイバーでサンドイッチした複合構造が主流である。

我が国の人力飛行機は、琵琶湖の横断飛行に成功し、世界に誇る実力を養った。これからは、**運動性能の追求に向けた研究開発が望まれる**。ストレススキン翼はその将来を担う有望な構造だと考える。

ストレススキン翼の採用理由

ストレススキンの採用理由について説明する。一般に人力飛行機に用いられる翼型は、最大翼厚位置が比較的后方に在り、風圧中心もその近傍に在る。これはストレススキン翼にとって非常に有利で、高い構造効率を獲得出来る。一般のパイプ翼機に比べると、例えば**曲げ性能で200%以上の効率アップが可能**と考える。

本機は、翼根の翼型にFX MP-160を用いた。最大翼厚が16%でその位置は前縁から30%に在る。スパーは、風圧中心付近、翼弦長のおよそ35~6%に配置した。

ストレススキンの採用理由として、主翼のアスペクト比が43.7に達すると、1本のカーボンパ

Fig - 2

Fig - 3

イブに全ての応力を負担させる単桁構造と比較して、構造重量の増加が著しく構造効率が低下する。曲げや捻り応力による変形が過大になる。主要構造材の過大な変形が、外皮にシワやタルミ等の変形を生じ、主翼効率が低下する。旋回飛行では、空力弾性を利用した釣り合い旋回を計画しているが、主翼を捻り制御する為に所望の捻り剛性が必要。等の理由による。

鳥人間コンテストで時折見受けられるような過大な変形や上反角は、これからの人力飛行機の運動性能の追求にとっては少々問題が有るのではと感じている。

Fig - 4

本機が採用したストレススキン翼の構造

本機が採用したストレススキン翼の構造を説明する。海外の人力飛行機に採用されたストレススキン翼は、いずれも雄型、雌型、或いはそのどちらか一方を用いて製作されているようである。我々が今回開発したストレススキン翼は、機体がプロトタイプ 製作・保管・運搬・取り扱い上の制限が多い 型の製作に膨大な時間と費用を要し、高度な工作精度の確保が必要 等の理由から、型を用いない製作方法を考案した。スパーとリブを配置 外部をスチレンペーパーでプランク 更にその外部を GFRP 加工 フィルム貼りで仕上げる と言う初歩的で製作しやすい構造に纏めた。

Fig - 5

機体概要と主翼の構造

“CHicK-2000”の概要を説明する。

“CHicK-2000”の概要

翼長：26.6m、主翼面積：16.2 m²、全備重量：77.0kg、アスペクト比：43.7、翼面荷重：4.75kg/m²、翼幅荷重：2.89kg/m、翼型は、翼根;から翼端まで順に、FX MP-160、DAE-21、DAE-31、DAE-51 を採用した。一般の人力飛行機に比べて、如何に主翼面積が小さく、アスペクト比が大きいのか、つまり高速飛行を狙っているかがわかると思う。通常、スパンが長く、飛行速度の速い機体は、慣性モーメントが大きく成り、特にラダーレスポンスが悪くなりがちであるが、新しい構造のテールブームの開発により、これまでの数倍の剛性を確保し、鋭い操舵レスポンスを実現した。

Fig - 6

主翼の構造と製作方法

主翼の構造と製作方法を説明する。スパーは、フランジに 0°層のみの CFRP 棒材、ウエブにバルサを用いて、矩形縦長の中空ボックス断面にし、翼根～翼端にかけて、翼弦長の 36～43%に配置した。リブは 30 倍発泡のスチロールを用い、155mm ピッチで配置し、バルサ棒のストリンガーを約 150mm ピッチでスパン方向に配置した。ストレススキンの 1 つの面要素を、リブとストリンガーでおよそ 15cm 角に拘束し、スキンの面外座屈を防止した。スキンは、主翼全面に、厚さ 3mm のスチレンペーパーをプランクし、その外面を、上面は 18gr/m²、下面は 25gr/m²のガラスクロスで GFRP 加工した。ガラスクロスを、上面で 18gr、下面で 25gr としたのは、上下面のキャンバーの違いにより生じる面外の座屈応力の違いによる。更にその外側をフィルムでカバーして仕上げた。

製作工程を写真で説明する。

(1) リブにスパーとストリンガーを取り付けた状態を示す。捻り下げを付けているので、平板の上

Fig - 7

では組み立てていない。作業工程に応じて、最も作業能率良い状態を維持する為に、主翼を好みの角度に自由に回転させて工作する。前縁はバルサ板で、巻き付ける前の状態を示す。

(2) 前縁を巻き付け終わった状態を示す。前縁に上面ブランク材のスチレンペーパーを接着している。スチレンペーパーを前縁に固定し終わると、次に、スチレンペーパーをリブに接着する。両面テープと接着剤を併用する。

Fig - 8

(3) ジョイント部分のステーパイプの状態を示す。この部分は後に補強・改良した。空力弾性を利用した主翼の捻り機構の工作中を示す。

Fig - 6

(4) ジョイント部分の補強の様子を示す。ステーパイプをスパーの前後に配置して捻り応力の伝達が円滑に行えるようにしている。

Fig - 9

(5) 本機は昨年春のテストで**空中分解**した経験が有る。全ての主翼裏面を捲って内部構造をチェックした。**ジョイント部分の応力伝達機構に問題**が有る事が解った。裏面を捲ってジョイント部分を補強した状態を示す。

Fig - 10

(6) 裏面のブランク前に、必要なコントロール・ケーブルや計測用の歪みゲージを取り付ける。旋回飛行時は、この三角形のボックスにリニアレールを取り付け、リフトワイヤーの取り付け部を前後に移動させ、主翼を±2度捻る。スパーの歪み計測用のケーブルは長さ200mに及び、その重量は2kgに達した。

Fig - 11

(7) 裏面ブランクの準備中を示す。前縁にスチレンペーパーを接着している。

Fig - 12

(8) 裏面のブランクが終わった状態を示す。後縁を一直線に仕上げる為に、アルミのアンクルと目玉クリップを使って接着している。

Fig - 13

(9) リフトワイヤーの取り付け部は、最終的には空気抵抗の減少にフェアリングでカバーした。

Fig - 14

(10) ブランクが終わり、スチレンペーパーの後縁を取り付け、ブランクしたスチレンペーパーの表面のサンディング状況を示す。この作業で、主翼表面の凹凸を、±0.2mm以内に整形・仕上げる。

Fig - 15

(11) サンディング終了後のガラスクロスを貼り付ける準備を示す。ロールに巻いたガラスクロスを使っている。今回の主翼は**クロスの繊維をスパーと並行**にした。ガラスクロスは主翼上面から貼る。

Fig - 16

(12) 主翼上面から前縁までの部分のGFRP加工の様子を示す。**メタノールで希釈したレジン**を吹き付ける。**吹き付け完了後に余分に吹き付けたレジンをペーパータオルで拭き取る**。同時に、**スチレンペーパーとガラスクロスの間を脱泡**し、クロスの繊維の乱れを調整する。**余分なレジンのふき取り作業が軽量化のポイント**である。

Fig - 17

(13) 裏面のGFRP加工の準備を示す。ガラスクロスをカットしている。レジンを吹き付け、上面と同様、余分なレジンのふき取り作業を繰り返す。

Fig - 18

(14) GHRP加工が終わるとサンディングして、更に、**マイクロバルーン**を主剤にした軽量パテで全体を整形する。更にフィルムを貼って大まかな部分は完成である。

Fig - 19

(15) 翼端は、通常の構造を採用した。スパンが900mm有るので、翼端と云うよりは最外翼と言った方が適当かも知れない。重量は僅か105gである。

Fig - 20

“CHICK-2000”のフライトビデオを上映する。約30回の走行テストに続くフライトで、フライトは未だ2回しか行っていない。操縦技術の習得は、これからの練習に掛かっている。これからご上映するビデオは2回目のフライトである。当日は、ガスの影響で機体全体に水滴が付着し、

Fig - 1

空力性能が極度に低下していたので、軽快な飛行は出来無かったが、主翼の**高い剛性**等は解ると思う。この度のフライトトレーニングは、**練土研チャレンジチーム**の強力なご支援により、“バード”の“**CHicK-2000 バージョン**” = **bird for CHicK-2000**を開発して頂き、シミュレーションを繰り返した。失速特性まで見事に再現されており、このシミュレーター無しに“**CHicK-2000**”フライトは考えられない。

ビデオ (1分)

パイプ翼機との比較

一般のパイプ翼機と本機を比較する。完成時の重量は、主翼のみで 15.44kg (リフトワイヤーを含まず) 単位面積当たりの重量は 0.96kg/m²、単位長さ当たりの重量で 0.59kg/m である。

パイプ翼機と比べて、**単位長さ当たりの重量は同じ程度**である。**単位面積当たりの重量は、1.5 倍近くに成った**。これは**主翼のアスペクト比が一般の機体の 1.5 倍近いのに対して、面積が 2/3 程度しか無い事**による。我々の試算では、パイプ翼機で本機と同等の剛性を確保すると、主翼重量が約 160%に達した。又、現状の我々の設計 & 製作技術を用いて、ストレススキンを採用して軽量化の効果が有る (; **つまり高い構造効率が望める**) のは、**翼弦長で概ね 1 m 以下の主翼の場合**だと考えている。

重量の比較もさることながら、決定的な違いは、**主翼表面の仕上げ精度の飛躍的な向上**が有る。主翼の裏面や表面に写っている人物を見れば、凡その表面仕上げの精度を想像出来ると思う。

ストレススキン翼のデメリット

本機が採用したストレススキン構造の**デメリット**について説明する。

材料のヤング率が、リブや外皮に用いている発泡スチロールで 10 の 2 乗 (kg / c m²) スパーのフランジに用いている CFRP 材で 10 の 6 乗 (kg / c m²) と、1 万倍以上の開きが有る。このような材料を主要構造材に用いた複合構造は、各々の材料の境界条件が複雑に関わり合い、**変形予測が非常に難しい事**がある。**接合部の応力伝達方法が複雑**に成る。製作は膨大な手間を要する。

スチレンペーパーにハンドレイアップで GFRP 加工したスキンは、品質のばらつきが大きく、**重量管理や品質管理が非常に難しい事**も難点である。完成後の**取り扱い**は**神経質**である。又、このタイプの複合構造の主翼は、荷重が解放された後に**残留歪みが生じ易い特徴**が有る。更に、スチレンペーパーの吸水性が高く、主翼表面が結露したり、ガスの中で組み立てを行うと、**主翼が吸湿し、強度低下を招く**。ウェブにバルサを用いている事も**一因**に成っている。現在、実用上の大きな問題は生じていないが、**主翼表面の GFRP 加工が浮いたり、フィルムに気泡が生じたりしてメンテナンスを厄介**なものにしている。等が有る。

設計・製作上の問題点

設計・製作上の問題点について、必要な剛性と仕上げ精度の確保にストレススキンを採用したが、捻れに関して、**弾性軸の把握が難しい**問題が有った。フライングワイヤーの取り付け位置の決定や、空力弾性を利用した主翼を捻り制御する計画に於いては、正確な弾性軸の把握が重要で

Fig - 21

Fig - 22

Fig - 23

Fig - 24

ある。構造解析は有限要素法 (FEM) によったが、**計算値と実験値の整合性は、スキンの加工技術や精度、品質管理に大きく依存**する。スチレンペーパーの表面に加工した厚さ 0.5(mm)にも満たない GFRP スキンの弾性定数や境界条件の設定には疑問が多いと言うのが本音である。

CFRP 材と発泡スチロールやバルサのように極端に弾性率の異なる材料を組み合わせた複合構造は、静的荷重は勿論、動的荷重による変形予測が非常に難解である。昨年行った**外翼の静的な載荷試験では、除荷後に翼端に 4%の残留歪みが確認**した。

必要パワーの低減化には、**主翼表面(; スキン)の剛性向上と仕上げ精度の向上が必須**に成る。旋回性能の確保には、曲げ剛性と捻り剛性のバランスも重要なポイントである。

ストレススキン構造を採用する主翼は、**左右各々 1 対の構造**とするべきである。やむを得ず製作や運搬の都合で**接合部を設ける場合、その部分の応力伝達方法が設計・製作上の重要なポイント**に成る。**接合部を設けると、その部分で捻り応力の伝達経路が変化**する。パイプ翼機のような差込式の接合方法は採用できない。**スキンが不連続に成るので、スパーと前・後縁に配置したステーによって捻り応力を伝達**する。**捻り応力による剪断力の増加に注意**が必要である。ストレススキン構造の採用に当たって、計画・設計段階から接合部の十分な検討が重要と感じた。

製作上の注意点

製作上の注意点について、スキンの製作で GFRP 加工技術に難点が多い事が有る。試験体を作って加工・製作の練習が必要である。我々は、スチレンペーパーをブランクした後、主翼全体をサンディングし、その上にガラスクロスを敷いて、レジン吹き付けの方法を採用した。**吹き付け厚さと重量の管理手法が重要なポイント**である。

接合部の捻り応力は、スパーから前・後縁にカーボンパイプのステーを取り付けて伝達した。スキンからスパー、ステーに伝達し、接合部を経て、ステー、スパーへと応力伝達が滑らかに行われる工夫が重要である。工作上的注意点として、**スパーとスキンの固定 スパーとリブの固定 スキンとステーの固定 ステーとリブの固定 スパーとステーの固定** の 5 点がある。

Fig - 25

まとめ

今回の主翼は、6 体の実大モデルを試作して曲げと捻り試験を繰り返し、構造計算の解析結果と整合性を図りつつ、最適な剛性が確保できる構造形態と部材を決定した。低出力・高速飛行による旋回性能確保の目標に対して、**ストレススキン翼の可能性が確認出来た**。

本報告が、今後の HPA のストレススキン翼の設計・製作の一助に成ることを期待する。

“ CHicK-2000 ” の開発から試験飛行の実施にあたり、大阪体育大学 淵本教授、近畿大学 片山教授、トヨタ人力飛行機同好会、有人飛翔体研究会、練土研チャレンジチーム、東北大学 Team Windnauts をはじめ大勢の皆様方のご協力を頂いた。先日の初飛行には全国から鳥人間仲間の皆様方に駆け付けて頂いた。ここに厚くお礼申し上げます。

Fig - 1