

バードマンラリー滑空機の飛行試験及び性能解析について

島崎 孝，高崎浩一（ムサシノ模型飛行機研究所）

大木祥資，木村啓三，木村有一，木島明良，伊藤 徹，原田昭彦，佐藤 実，津守功一，石井正弥
（みたか+もばらアドベンチャーグループ）

On the flight test and performance analysis of a rigid-wing hang glider

1. はじめに

バードマンラリーは今年で22年目となり，滑空機では400mも夢ではない所まで記録が伸びてきた。しかし，中には主桁の強度不足でクラッシュしたり，引き起こせずダイブする機体も見受けられる。テレビ受けするこのシーンも，当事者にとっては何ともやるせないものであろう。航空機にとって，テスト飛行は必要不可欠なものであるが，ことバードマンラリーではどうであろうか。我々は15年にわたり，機体の飛行試験を行い，ノウハウを蓄積してきた。本発表ではその飛行試験の実際について紹介する。また，2次元及び3次元翼について簡単な解析を行ったので合わせて紹介する。

2. バードマンラリー滑空機の飛行試験法

2.1 背景

我々は1983年の第7回大会よりバードマンラリーに参加してきた。航空機に関しては初めはあまり学問的な知識を持たない，素人に近い集まりだったが，原則的なこととして，テスト飛行は何らかの形で必ず行なってきた。この事がここ2度の大会で好記録を出せた要因の1つであると考えている。

（表1）

| | | | | | | | |
|--------|---------|-----|--------|---------|------|-------|-------------|
| 7回大会 | 87.8 m | | 11回大会 | 137.28m | 6位 | 17回大会 | 89.2m |
| 8回大会 | 150.45m | 準優勝 | (2機出場) | 17.39m | 女性 | 18回大会 | 落選 |
| 9回大会 | 190.88m | 3位 | 12回大会 | 103.80m | 女性優勝 | 19回大会 | 落選 |
| (2機出場) | 133.24m | 7位 | 13回大会 | 102.3 m | 4位 | 20回大会 | 275.71m 準優勝 |
| 10回大会 | 85.06m | 女性 | 14回大会 | 滑空機中止 | | 21回大会 | 全面中止 |
| (3機出場) | 88.98m | 9位 | 15回大会 | 190.05m | 4位 | 22回大会 | 333.22m 準優勝 |
| | 約140m | 失格 | 16回大会 | 不参加 | | | |

表1 みたかアドベンチャーグループの過去の戦績

我々が行っているテスト飛行の目的は，以下の4項目に大きく分けられる。

- 1) 水平尾翼の最適取付角の決定
- 2) パイロットの機体への乗り込み及び操縦訓練
- 3) テイクオフ時の機体保持者の訓練
- 4) 本番へ向けてのチームの士気向上

以下，実際の飛行試験法について述べる。

2.2 飛行試験法の実際

テスト飛行においては，着陸時の衝撃をやわらげるために，発泡スチロール製のタイヤ（直径40cm）を取り付けた木製の台座を固定し，水平/垂直尾翼を動作させるサーボモーターによりRC装置で遠隔操縦できるようにしている。（図1）

まず，無人の機体をショックコードにより3～4mの高度まで上昇させ，無線操縦により飛行姿勢をコントロールしながら，最適な水平尾翼取付角を決定する。なお，重心位置は，水入りポリタンクで調整する。（図2，図3）

以上の方法で行った，ここ数回の飛行試験の結果では，理論値よりも1°程度取り付け角が大きくなったセッティングとなる。このことは，完全に地面効果内でのテストのため，主翼の吹き下ろし角が減少していることが原因と考えられる。

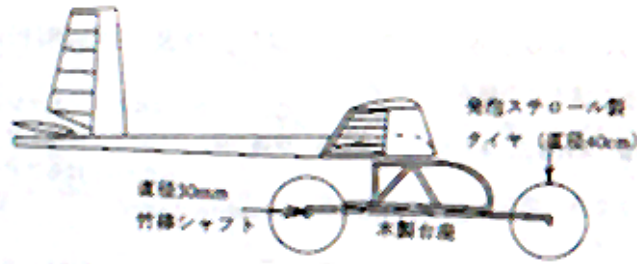


図1 飛行試験用の台車のセッティング

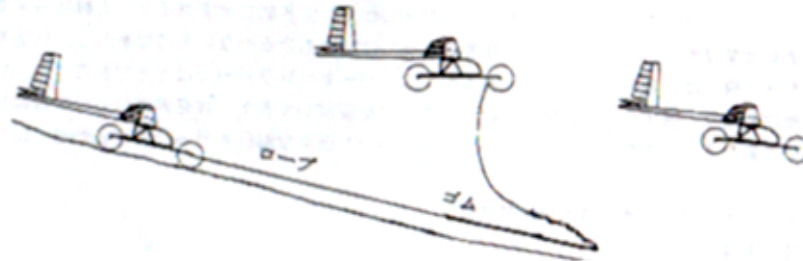


図2 ショックコードによる無人飛行試験の模式図



図3 実際のショックコード飛行試験の様子

次に、パイロット，左右主翼保持者，テール保持者の4人で，本番を想定したテスト飛行を行う。他のスタッフは，風向のチェック，機体の左右の傾きのチェック，RC操作などの作業を分担する。

パイロットは，本番同様に斜面を駆け下り，機体を加速させ，適当な時点で機体に乗込むのだが，このテイクオフの際に主翼の迎角をコントロールするテール保持者の役割は特に重要である。このテストでは，斜面の高低差が3～4mで，風速が2～3mの向かい風の条件でうまく滑空させることが可能である。（図4）向かい風が少ない場合は，ショックコードを併用する場合もある。

RC装置はパイロットが乗込むテストの際も使われることもあり，乗込みの失敗や，テイクオフ時の機体の傾きによるサイドスリップを制御し，機体とパイロットの被害を少なくするのに役立つ。

（注：我々は，本番ではサーボモーターの駆動はRCを使用せず直接信号を送る方式としている。）



図4 実際にパイロットが乗込んだ状態でのテイクオフ及び飛行訓練の様子（中田島砂丘にて）

3. 主翼に関する空力解析例

3.1 2次元翼に関する解析

最近のバードマンラリー滑空機はアスペクトレシオが実機グライダー並に大きくなり、翼型の選定も重要となる。我がグループも更なる性能の向上のため、亜音速の2次元翼解析プログラムを作成し、来期の翼型の選定に使用した。この過程について、簡単に報告する。

作成した2次元翼解析プログラムはEpplerがその理論、プログラムを構築したもので、現在人力機の設計によく用いられているxfoilのようなコードに比べてやや時代遅れの感があるが、

- ・ xfoilが得意とするseperation bubbleの再現は、少なくとも我々の滑空機のレイノルズ数では、直接乱流遷移する可能性が高く、その方が望ましいことから必要性が少ないこと、
- ・ seperation bubbleの発生と大きさの傾向もこのコードである程度つかめること、
- ・ 計算速度が桁違いに速く、このような選定作業に向いていること、

から、このEpplerコードを作成した。このプログラムは後に述べる拡張ワイシニング法と同様、MathCad Plus 6.0で作成された。プログラムの理論的背景については文献1を参照されたい。

解析対象となる翼型は、今年の大会まで使用されたGoe797を比較対象に、自設計を含む、多数の物に渡った。次期の翼型に対する要求は、翼型自体の性能を向上し、クリティカルレイノルズ数までの余裕も同等以上にしながら、今まで以上に翼厚比を大きくし、翼弦長を減らしアスペクト比を増大して全機の性能を向上することである。またその結果、最大滑空比の時の揚力係数も増大することも考慮せねばならない。結果、Eppler654の後縁を変更した物が最終候補となった。レイノルズ数500000におけるポーラーカーブを図5に、翼上面の境界層の遷移の様子を図6に示す。

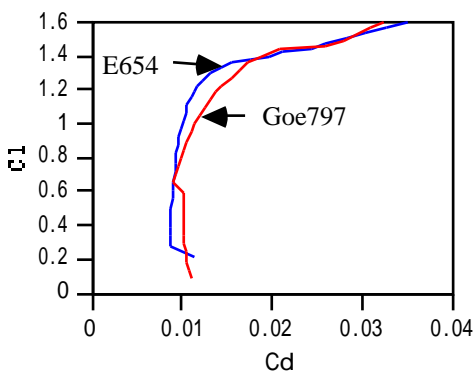


図5 各翼型のポーラーカーブ

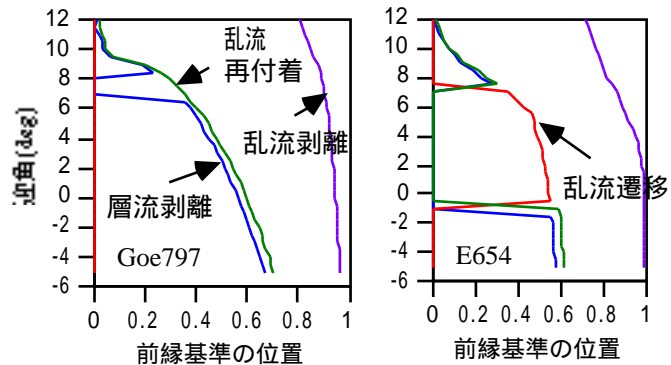


図6 各翼型上面の境界層遷移の様子

図から、来期の翼型は、少なくとも解析からは上記の要求を満たせる翼型を選定できたといえる。予想では全体で5%以上の性能向上が見込まれる。しかし、以前のGoe797が高性能でないかというとは言えない。実際わがグループはこの翼型で向かい風1~2mの中、歴代2位(333.22m)の記録を出している(これには大木祥資パイロットのテクニックと強力な足、機体が高精度であったことが主要因であるが)。またフラットボトムで前縁半径が大きく工作がやさしいこと、厚翼であるため桁の設計が楽であることを考えると、むしろ最初の機体設計には非常に適した翼型と考えられる。

3.2 水面効果内の主翼周りの流れの数値解析

バードマンラリー滑空機は水面近くでの飛行を要求される。これは、

- ・ 水面効果による誘導抗力の減少
- ・ 定常飛行より速度が上昇するため、2次元翼のレイノルズ数が上昇し、抗力係数が低下
- ・ 速度上昇と水面境界層による、向かい風での対地滑空比の向上

のような利点のためであり、実際の最適化計算でも可能な限り水面ぎりぎりを飛ぶのが望ましいという解がある。しかし実際問題、水面近くの飛行には、我々の知る限り以下の困難が予想される。

- ・ 非常に微妙な高度コントロール
- ・ 主翼吹き下ろしの変化による頭下げピッチングモーメントの発生
- ・ 翼の高度が翼弦長の半分以下になると表れる、2次元翼特性の変化
- ・ 高翼機の場合、胴体周りの気流が増速し、中央翼付近の揚力が減少、誘導抗力の増大
- ・ 水面近くの気流の乱れによる翼効率の低下

よって、これらの弱点を最小限に押さえつつ水面効果の利点を得るためには、どの程度の高度が適当なのかの目安を探るため、揚力線理論の1種であるワイシガ法を、2次元翼の非線形な空力特性に対応できるように拡張したプログラムを作成して地面効果が及ぼす影響を解析した。なお、このプログラムは失速付近までの翼全体の空力微係数の解析も可能で、その結果はフライトシミュレーションにも直接応用できる。使用した2次元翼データは、今回の大会まで使用されたGoe797である。解析対象は今回（第22回）の大会出場機の主翼である。平面形と上反角を図7に示す。

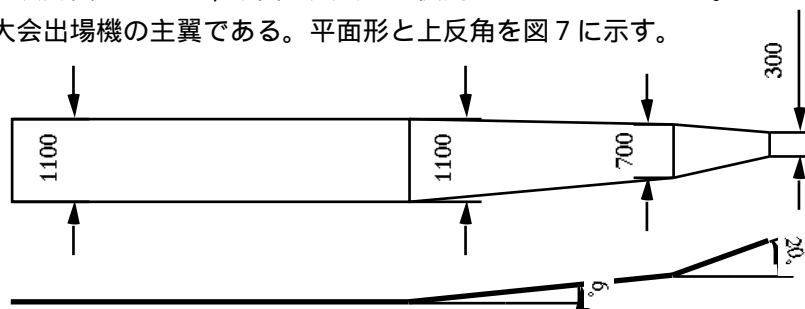


図7 主翼平面形及び主翼上反角（スパン20m）

図8に、翼中央でスパンの5%の高度（約1m）の時の揚力分布と水面効果を入れない場合の分布を示す。水面効果について一般的に表れる現象であるが、特に上反角を持った翼の場合は翼中央付近の吹き下ろしが翼端に比べて減少し、これが誘導抗力減少の主要因となる。同時に翼中央の揚力係数が相対的に増大し、これは図からも見られる。よって、水面効果内ではより翼根失速の傾向が強まり、設計の面からは、普通よりテーパー比を増やした設計も可能と考えられる。

また、図9に機体水平尾翼付近での各迎角における吹き下ろし角を示す。水面近くでは、揚力係数がおよそ1に相当する迎角の時には1.5°位吹き下ろし角が減少しているのがわかる。結果、全機では無視できない頭下げモーメントが発生する。これは島崎の経験値とも一致する。

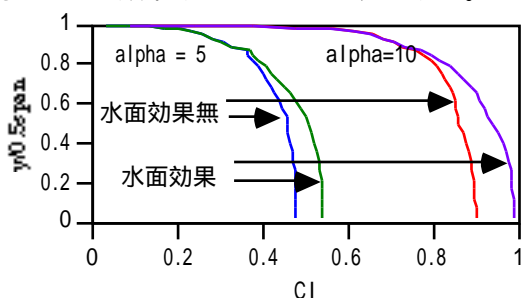


図8 水面効果付近の揚力分布

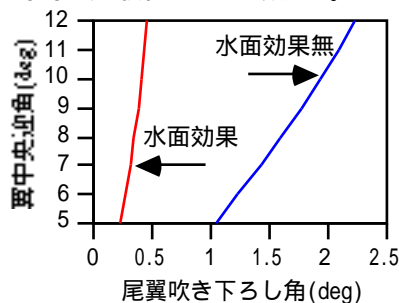


図9 水平尾翼付近での吹き下ろし角

図10にモデル翼の解析から求めた、50%スパン基準の高度に対する有効アスペクト比の変化を示す。

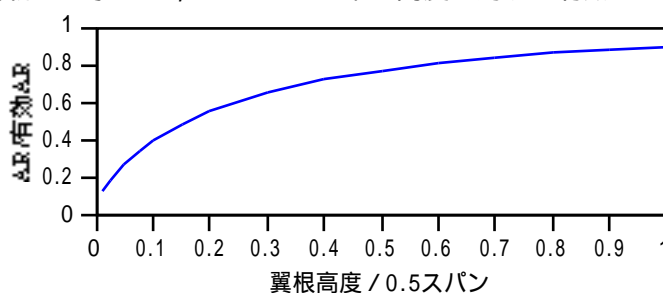


図10 モデル翼についての翼根の高度と有効アスペクト比の関係

図から、スパン20mのモデル翼の場合、高度1m付近では高度10mの誘導抗力のおよそ50%が減少し、高度をさらに（高翼機の限界である）0.5mまで下げるとさらに10%減少することがわかる。この10%をどう見るかは意見が分かれるかもしれない。最良滑空時の誘導抗力は全機の形状抗力と同じ程度であり、有効アスペクト比が増すことは最良滑空比の揚力係数が増大することを意味する。揚力係数に限界があることと、水面効果がダイブして加速した後の高速域で使用されることが多いことを考えると、この性質は矛盾する。さらに上述した水面近くの飛行の弱点を考えると、我々は 翼根の高度で1m位が、水面効果を利用する上で必要十分な高度ではないかと考えている。