

メーヴェは飛べるのか？

山岸美希¹⁾ 板倉嘉哉^{2)*}

¹⁾千葉大学・教育学部・学部生 (現東日印刷株) ²⁾千葉大学・教育学部

Is It Possible for Möwe to Soar Up ?

—Estimation of Basic Performance and Stability on Möwe—

Mickey YAMAGISHI¹⁾ Yoshiya ITAKURA²⁾

¹⁾Faculty of Education, Chiba University, Japan; Undergraduate Student

²⁾Faculty of Education, Chiba University, Japan

映画「風の谷のナウシカ」に登場する架空の乗り物であるメーヴェの飛行可能性を検討するために、実機を忠実に再現する模型を製作し、風洞試験によりメーヴェの空気力学的特性を明らかにした。また、風洞試験結果に基づいて、飛行に必要な基本的な性能および安定性の評価をおこなった。その結果、メーヴェは飛行を実現するのに十分な性能を有するが、現在の機体形状のままでは縦揺れの安定性を確保することができず、飛行の実現は困難であることがわかった。

Möwe is a fictional flying vehicle appeared in the animated cartoon “Nausicaa of the Valley of Wind”. The air-frame configuration of Möwe is very unique without vertical and horizontal tail, and its main wing is only equipped with flaperon as a pitch and roll control surface. However, to realize a tail-less plane such as the Möwe, detailed consideration about the aerodynamic configuration is needed from a viewpoint of aeronautical engineering. In this paper, in order to obtain aeronautical characteristics, aerodynamic forces and moments acting on the scale model with deflectable flaperon were measured experimentally by using wind tunnel at Chiba University. And we also estimated aerodynamic performance and stability based on a result from wind tunnel testing and considered realization of the flight.

キーワード：空気力学 (Aerodynamics) 無尾翼機 (Tail-less Plane) 飛行性能 (Performance)
安定性 (Stability)

主な記号

c	: 翼弦長
C_L	: 揚力係数
C_D	: 抗力係数
C_m	: ピッチングモーメント係数 (重心まわり)
S_{GR}	: 離陸地上滑走距離
S_w	: 主翼面積
T_{av}	: 利用推力
T_{req}	: 必要推力
V	: 飛行速度
V_{LOF}	: リフトオフ速度 ($V_{LOF} = 1.3V_s$)
V_s	: 失速速度
X_{CG}	: 重心位置 (翼弦長で無次元化)
w	: 上昇率
α	: 迎角
δ_f	: 操舵角

カ」に登場する空を飛ぶ架空の乗り物の名前である。その概略は図1に示すようなものと想像され、機体形状は尾翼を持たない無尾翼機として設計されている。尾翼が無いことにより、抵抗増大や揚力損失を抑える効果がある反面、飛行の制御や安定性を確保することが難しく、メーヴェが現実的に飛行可能かどうかは、航空工学的な視点からは微妙なところである。しかし、その洗練された機体形状はとても美しく魅力的であり、メーヴェ実現の可能性を空気力学的に検討することは、とても興味深いことである。もし、メーヴェのような無尾翼機が十分な飛行能力を有し実現可能であるなら、その規模から超軽

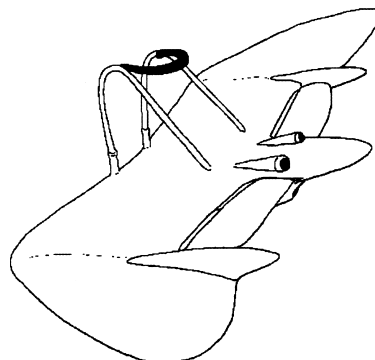


図1 メーヴェ想像図

1. 緒言

メーヴェ (Möwe) とはドイツ語で鴉のことであり、宮崎駿監督によるアニメーション映画「風の谷のナウシ

*連絡先著者:

量動力機クラス—I（航空法第11条第1項ただし書きで規定）で認定を受けることも可能であり、スカイスport用機体に供することができると考えられる。

本報告では、まずメーヴェ実機を想定した主要諸元の策定および大要の設計をおこなった。そして、その空気力学的特性を明らかにするために、想定される機体の縮尺1/20の模型を製作し風洞試験を実施した。風洞模型には操舵角の設定が可能なフラップロン（フラップとエルロン）の役目を兼ね備えた操縦舵面を装備しており、迎角および操舵角を変化させて、縦3分力（揚力・抗力・ピッチングモーメント）の測定をおこなった。また、風洞試験から得られた空気力学データに基づいて、基本的な飛行性能となる離陸性能、水平飛行性能、上昇性能の評価をおこなうとともに、縦揺れ運動の静的安定性の評価をおこない、メーヴェ実現の可能性について検討した。

2. メーヴェ主要諸元の策定

メーヴェは映画の中に登場する架空の乗り物であるから、もちろん設計図面等は存在しない。そこで、機体形状が読みとれる映画や出版物の画像、市販されている模型等から類推して主要諸元の策定をおこなった。その際、操縦者は身長1.6m、体重40kgと仮定した。検討の結果、メーヴェ実機の機体形状を図2のように決定した。

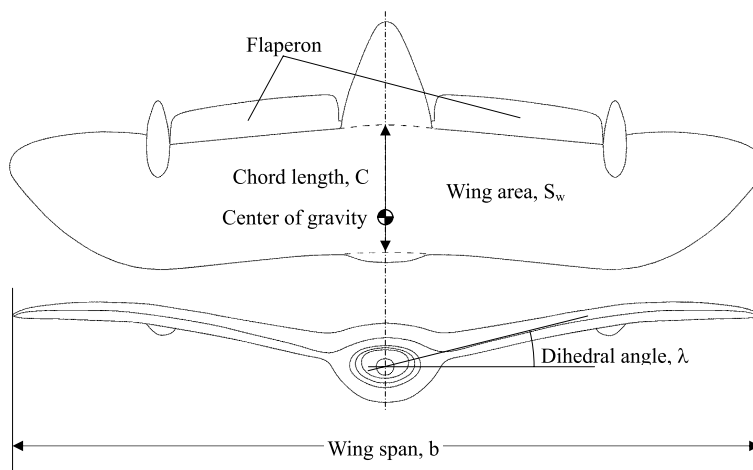
主翼の大部分は後退角を持たない矩形翼の形状であるが、翼端30%部分の前縁のみが後退しているテーパー翼類似の特殊な平面形状をしている。また、翼根部分のみ14度の上半角を持たせてあり、いわゆるガル翼形状（本機がメーヴェと名付けられた所以である）となっている。ガル翼の採用は、機体に上半角効果によるロール安定を持たせることと、地面と翼端部との距離を確保し、離着陸時における主翼と地面との接触による損傷を避ける意図が考えられるが、その真意は不明である。主翼後縁部には、一対のフラップロンを装備しており、これが唯一の操縦舵面である。フラップロンとはフラップ（高揚力装置）とエルロン（補助翼）の役割を一つの舵面に持たせたものであり、同相に操舵すると単純フラップとして作用し揚力を増大させる作用を持ち、逆相に操舵した場合はローリングモーメントが発生し機体をバンクさ

せる働きを持つ舵面のことである。また、同相に操舵したばあい、離着陸時の高揚力装置として利用するだけでなく、飛行中はエレベータ（昇降舵）として機体の姿勢を制御することも可能である。すなわち、メーヴェに装備された舵面はフラップロンでありエレボンでもあると考えられ、3種の役割を担うものである。

以上のように外形寸法を確定した後、推進装置の選定をおこなった。メーヴェの推進装置の詳細は不明であるが、機体前部より空気を取り入れ、後方へ噴射する排気の反作用により推力を得る形式のジェット推進装置が使用されていると推測される。実機への装備を考えると、メーヴェの飛行速度からはラムジェットやパルスジェットの使用は困難であり、ターボジェットもしくはターボファンエンジンの選定が妥当であると思われる。想定される飛行領域を勘案すると、高バイパス比のターボファンエンジンを使用することが推進効率を考えるうえで有利であるが、メーヴェの機体規模に合致するような小型ターボファンエンジンは存在しないのが現実である。そこで、推進効率は犠牲にすることにして、ターボジェットエンジンを採用することにした。推進装置の選定にあたっては、機体側から制約される外形寸法、直径350mmおよび全長750mm以内、最大推力600N以上の要求を満足する機種を調査した。その結果、仏国Turbomeca社¹⁾によるターボジェットエンジンTRS 18（Model 76）を使用することとした。本エンジンは表1に示すスペックを有しており、メーヴェと同規模の無

表1 推進装置主要諸元

TRS 18(Model 76)	
最大直径	349 mm
全長	578 mm
乾燥質量	37 kg
最大推力	1.0 kN
運用速度	up to Mach 0.9
燃料消費率	34.5 mg / N-s



主 要 諸 元	
翼 幅	$b = 4.2 \text{ m}$
翼 弦 長	$c = 0.69 \text{ m}$
翼 面 積	$S_w = 2.97 \text{ m}^2$
上 反 角	$\lambda = 14 \text{ degrees}$
重心位置	$X_{CG} = 25\%c$
材 質	Aluminum alloy

図2 メーヴェ機体形状

人標的機等に使用されているものである。最大推力がいくらか過大であるものの、メーヴェの推進装置として最適なものと考えられる。

機体形状および推進装置の決定を受けて、機体の乾燥質量を推算した。胴体および主翼は現在の軽量構造の主流となっているセミモノコック構造であると仮定し、機体材料には高力アルミニウム合金7075-T73（通称：超々ジュラルミン）を採用した。この程度の機体規模であれば、木材を使用しても十分な強度を得ることができ、製作も容易ではあるが、主たる降着装置を持たず胴体着陸に近い運用形態を考え、敢えて全金属製胴体を採用することにした。このような機体構造を厚さ0.5mmの高力アルミニウム合金板で製作するとして、胴体および主翼の質量を概算²⁾すると約37kgとなる。これに推進装置の質量37.5kgを加算し、機体の乾燥質量は約75kgであると推算した。実際には、乾燥質量に操縦者、燃料、油脂類、補器等の質量が加算されるので、全備質量は約125kg（乾燥質量75kg+操縦者40kg+その他10kg）と見積もった。飛行性能の評価においては、この全備質量を用いて計算をおこなっている。

3. 風洞試験概要

空気力測定実験に使用した風洞試験用模型を図3に示す。模型は実機の縮尺1/20になっており、全幅210mm、翼弦長30mm、主翼面積7,430mm²で、想定する実機の機体形状を忠実に再現するようにPVC（硬質塩化ビニル樹脂）で製作されている。主翼の翼型には、機体に作用する抵抗を低く抑えるため最大キャンバの小さいNACA1412²⁾を採用した。また、主翼後縁部には舵角の設定が可能なフラップペロンが装備されており、舵角 δ_f の影響を見るために、主翼翼弦線に対して0～30度までを10度間隔に変角して実験をおこなった。なお、模型は機体後端に接続した十分な剛性を有する長さ300mm、直径10mmのステンレス鋼製支柱により風洞内でスティング支持される。なお、メーヴェの運用形態では機体上面に操縦者が搭乗することになるため、操縦者が空力特性に大きく影響を与えることが予想される。しかし、今回の風洞試験では搭乗者は考慮しておらず、純粋に機体のみの全機空力特性を測定することにした。

風洞には、千葉大学教育学部機械工学研究室所有の測定部寸法250mm×250mmの吹き出し型低速風洞を使用し実験をおこなった。本風洞は完全自作であるが、最大風速23m/s、最大乱れ強度は0.8%以内の性能を有して

いる。実験では、舵角を所定の角度に設定した模型に対し、迎角を-5～15度を0.5度間隔で変化させ縦3分力測定をおこなった。その際、主流風速は20m/s（翼弦長基準で $Re=5.1 \times 10^4$ ）に設定した。機体に作用する縦3分力は、模型支持用支柱後端に接続された汎用6軸力覚センサー（ニッタ株式会社製：IFS-20E12A15-I25-EX）により検出され、DSPレシーバボードを介してパーソナルコンピュータに取り込まれデータ処理される。なお、模型に作用する空気力の座標系は、図4に示す風洞軸座標系を採用し、空力係数の整理をおこなった。

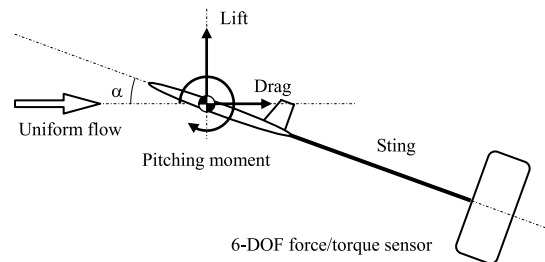


図4 風洞模型に作用する空気力と座標系

4. 結果

4.1 空力特性

4.1.1 縦3分力特性

図5にフラップ舵角0度に設定した模型における縦3分力特性を示す。

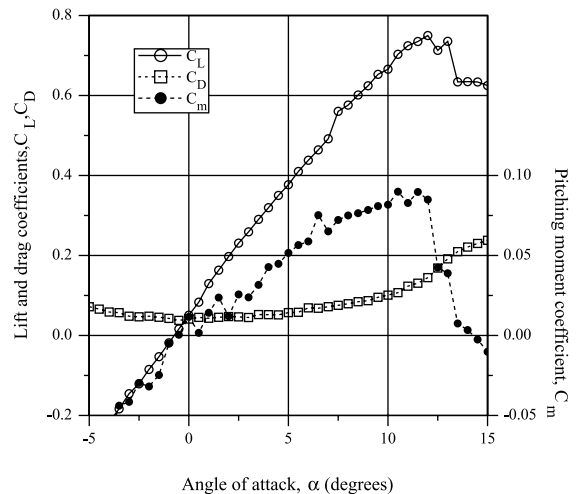


図5 縦3分力特性（ $\delta_f = 0 \text{ deg.}$ ）

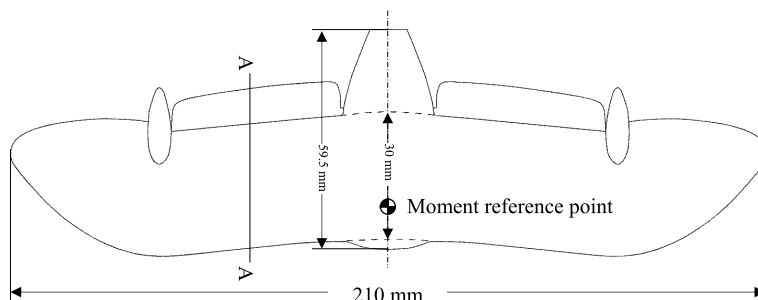
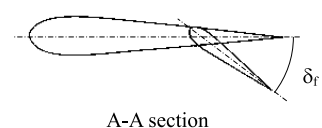


図3 風洞試験用模型



主翼が機体軸に対して+4度に取り付けてあるため、迎角0度においても揚力係数は正值を示しており、零揚力角は負の値を示しているのがわかる。迎角の上昇に伴っては、一次関数的に揚力係数も増加するが、迎角7度で特異な挙動を示している。これは、機体前方にあるインテーク部の上側を流れる気流が剥離し、機体上面に微小なバブルを形成しているためと考えられる。その後、迎角12.5度で失速し、揚力係数の減少と抗力係数の増大が観察される。揚力係数の減少は急峻であり、急激失速性の特性を示している。失速角近傍における翼まわりの流れを、スモークワイヤ法⁹⁾で可視化した画像である図6により失速形態を検証してみる。迎角10度において剥離は見られないものの、迎角12.5度の画像では翼弦長の50%近傍から気流が乱れており、迎角の上昇に伴い、翼後縁から剥離点が前進しているものと推察できる。迎角15度においては、翼上面の流れは完全に剥離しており、後流には大きな剥離領域を形成している。模型に採用したNACA1412のような最大キャンバが小さく前縁半径も小さな翼型では、翼上面に剥離泡を形成しやすく、迎角とともにその剥離泡は前縁方向へ移動し、突然剥離泡が崩壊して急激に失速する傾向がある。このような失速特性はスカイスポーツ機としては不的確であり、翼型の選定に関しては再考する必要があると思われる。

また、ピッチングモーメント係数は零揚力角以上で正の値を示しており、迎角の増加に伴いその値も増加する傾向を示している。無尾翼機においては十分予想される結果であり、このようなピッチングモーメントの挙動が、後に述べるように、安定性に大きく影響を与えることになる。また、失速とともにピッチングモーメントは急激

に減少しているが、これは、剥離により風圧中心が後縁方向へ移動するためである。

4.1.2 フラップの効果

図7に、揚力および抗力係数の増加量に与えるフラップ舵角 δ_f の影響を示す。縦軸の増加量は $\Delta C_L = C_L - C_{L0}$ で定義されるものであり、同一迎角におけるフラップ舵角0度を基準とした、フラップ操舵による空力係数の増加量を示している。

フラップを下げることでキャンバ効果が現れ揚力係数が増大しており、高揚力装置として有効に機能しているのがわかる。舵角が10度および20度では、迎角の変化に対して増加量は大きな変化をせず、ほぼ一定な揚力増大効果を示している。しかし、舵角30度においては、迎角の上昇に伴い増加量が減少する傾向にあり、迎角3度以上では舵角20度の増加量を下回る現象が観察される。これは、舵角を大きく取ることにより、後縁からの剥離が低い迎角からも起こるようになるためであり、高揚力装置として利用するにあいの操舵角に制限を与えるものとなる。また、抵抗係数に関しては、舵角が大きくなると増大する傾向があり、その迎角依存性はほぼ一次関数的に増加しているのがわかる。高揚力装置は揚力を増大させる反面、抗力も増大させるため、揚抗比の悪化を招くことが予想される。図8にフラップ舵角をパラメータとした揚抗比—揚力曲線を示す。揚抗比は舵角0度のときに最大となり、舵角を大きくするにつれて最大揚抗比は低下しており、抵抗増大の影響が顕著に現れている。映画に登場するメーヴェは滑空機としての側面もあるが、実験から得られた揚抗比は最大でも約7.5である。通常、滑空機の揚抗比は30以上であることを考えると、メー

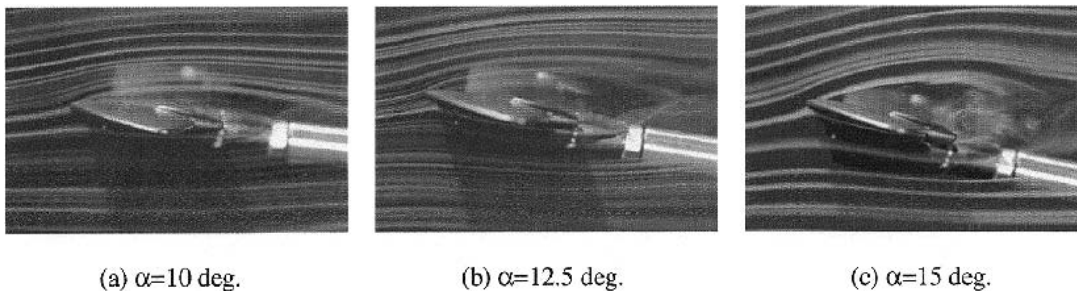
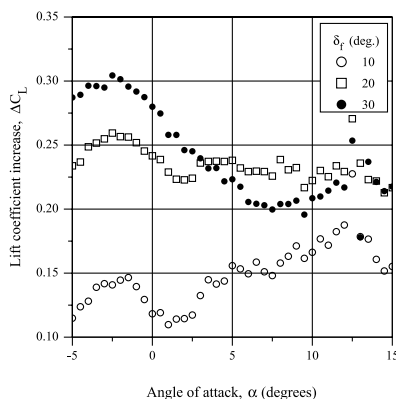
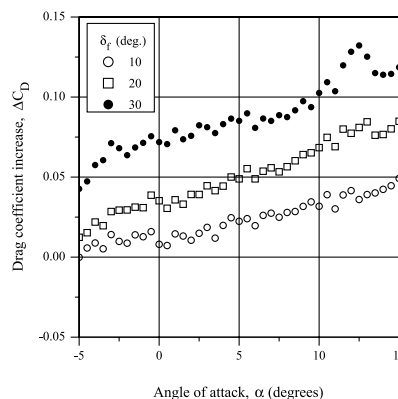


図6 失速角近傍における流れ場の可視化 ($\delta_f = 0$ deg.)



(a) 揚力係数の増加量



(b) 抗力係数の増加量

図7 フラップ展開による揚力・抗力係数の変化

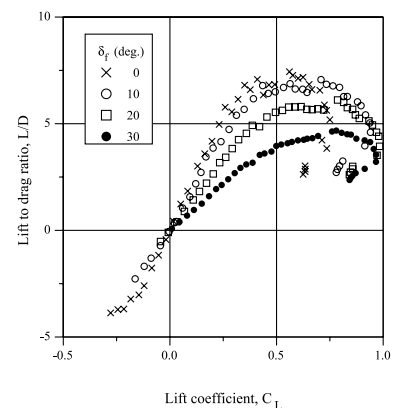


図8 揚抗比—揚力係数曲線

ヴェの滑空性能はその25%程度しか無く滑空機としては失格であるといえる。滑空性能を上げるためには、翼幅延長等の改良が必要となる。

4.2 飛行性能⁵⁾

風洞試験の結果からメーヴェの飛行性能を推算するが、その準備として耐空基準における種々の規定速度の基準となる失速速度を表2にまとめておく。なお、算出にあたっては全備質量を使用し計算している。また、すべての性能を推算する際の飛行環境は国際標準大気（ISA）海面上を想定しており、飛行高度による密度や温度の変化は考慮していない。これは、メーヴェの飛行領域が高度数百メートル程度であり、その影響は微小であると考えたからである。

表2 失速速度

操舵角（度）	最大揚力係数	失速速度（m/s）
0	0.75	30.0
10	0.94	26.8
20	0.98	26.2
30	0.97	26.4

4.2.1 離陸性能

離陸距離は通常、地上滑走距離、遷移飛行距離および障害物高度を越えるための上昇飛行距離の和として定義されているが、地上滑走距離が全体の70～90%を占めている。そこで、メーヴェの離陸性能の評価においては、地上滑走距離 S_{GR} を用いることにした。地上滑走距離とは、地上を離れるリフトオフ速度 V_{LOF} まで加速するのに必要な距離であり、エンジン推力 T 、フラップ舵角 δ_f （すなわちDおよびL）、全備質量 M に依存する。具体的な算出には、風洞実験から得られた空力データを(1)式に代入し、積分することにより求めることができる。なお式中の μ は車輪と地面との摩擦係数であるが、主たる降着装置を持たないメーヴェのばあい、その値は不明である。そこで、草原を滑走すると仮定した実験をおこない、得られた摩擦係数の概算値0.4を用いて地上滑走距離を推算した。

$$S_{GR} = \int_0^{V_{LOF}} \frac{M}{T - (D + \mu(Mg - L))} dv^2 \quad (1)$$

図9にフラップ舵角およびスロットル開度を変化させたときの地上滑走距離の推算結果を示す。フラップを展開しスロットルを全開にしたときは130m、75%開度では240m程度の地上滑走距離が必要になっている。同規模の超軽量動力機が、地上滑走に80～90m程度を必要とするのと比較すると、いくらか長くなっているが、これは、推算における摩擦係数値の影響が現れているものと考えられる。また、フラップを展開したとき、地上滑走距離には最小値を取る舵角が存在しているのがわかる。本機のばあい舵角20度近傍で最小値を取るものと推測される。これは、舵角を20度以上に大きくすると、前述のように、揚力の増加は頭打ちとなるが抵抗は増大する

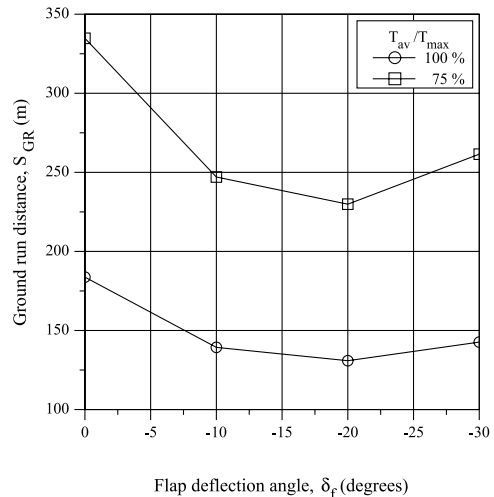


図9 離陸地上滑走距離の操舵角依存性

ため、地上滑走距離が長くなるためであり、離陸時には最適な舵角でフラップを使用する必要がある。

4.2.2 水平飛行性能

ここでは、与えられた機体と推進装置との組み合わせで、どのような定常水平飛行が可能かを考える。評価項目としては、最小および最大飛行速度、巡航速度範囲が挙げられる。

図10には、舵角0度における必要推力曲線と利用推力曲線が重なってプロットしてある。必要推力 T_{req} とは、機体の空力特性と全備質量が与えられたとき、速度 V で飛行するのに必要な推力のことである。利用推力 T_{av} とは、推進装置から供給される有効な推力のことであり、スロットル開度および飛行速度により変化することになる。飛行機は図10に描かれるような、必要推力曲線と利用推力とに囲まれた領域内でのみ飛行が可能となる。すなわち、スロットル開度を与えられた利用推力曲線と必要推力曲線との右側の交点（図中●点）が飛行可能な最大速度を、左側の交点が最小速度を与えることになる。メーヴェにおいてはスロットル開度に応じて、最大速度49.9～92.3m/s（約180～332km/h）での飛行が可能となる。最小速度は失速速度で制限されることになるので、フラップを20度に展開したときの26.2m/s（約94

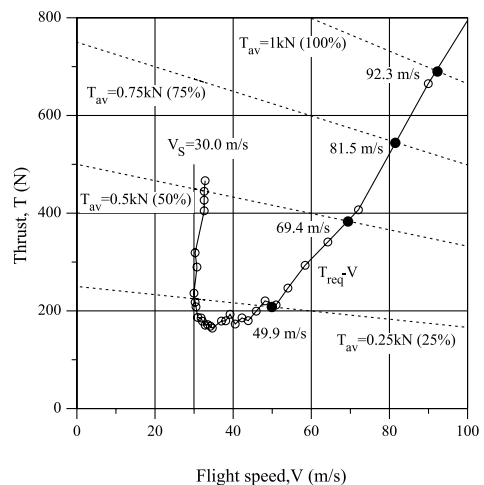


図10 飛行速度に対する必要推力および利用推力（ $\delta_f = 0 \text{ deg.}$ ）

km/h) が飛行可能な最小速度となる。また、巡航速度範囲⁶⁾はスロットル開度50～75%における最大速度とするのが慣例であるが、本機にはオーバースペックな推進装置を搭載しているので、開度20～50%で考える方が妥当である。そのばあい、巡航速度範囲は49.9～69.4 m/s (約180～250km/h) となるが、これはF1なみの速度であり、生身の人間が楽しく乗れるスカイスports用機体とするには無理があると思われる。

4.2.3 上昇性能

飛行機の上昇性能を評価する指標として上昇率がある。上昇率とは、単位時間あたりの鉛直方向への移動量であり、上昇速度の鉛直成分に等しくなる。飛行機は利用推力と必要推力の差である余剰推力により上昇しているので、上昇率は機体の空力特性と搭載する推進装置のデータを基に推算することが可能である。図11に巡航形態(舵角0度)における上昇率の飛行速度依存性を示す。上昇率は飛行速度に対して最大値を持ち、その値が最良上昇率となる。飛行機の操縦において、上昇は昇降舵でおこなうのではなく、スロットル開度を調節することによる余剰推力により、所望の上昇率を得ることになる。メーヴェのばあい、スロットル開度25～100%に対応して最大上昇率はそれぞれ1.6～25.7m/sととなる。

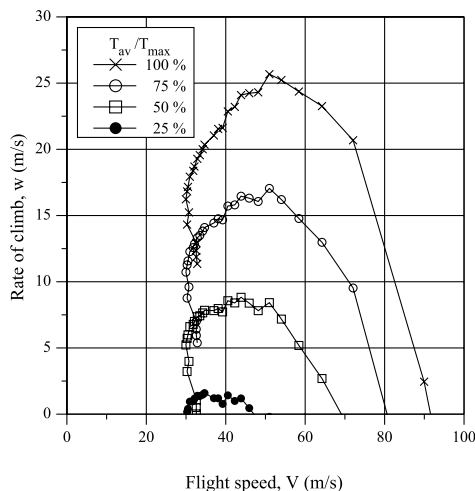


図11 飛行速度に対する上昇率の変化
($\delta_r = 0 \text{ deg.}$)

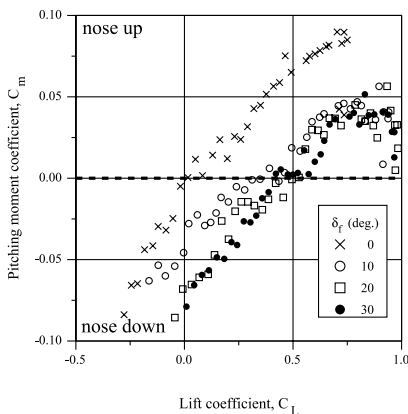


図12 C_m - C_L 曲線
($X_{CG} = 25\%c$)

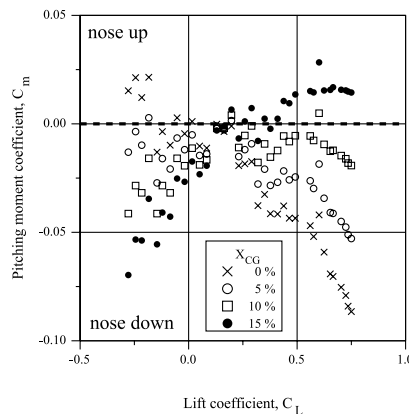


図13 C_m - C_L 曲線
($\delta_r = 0 \text{ deg.}$)

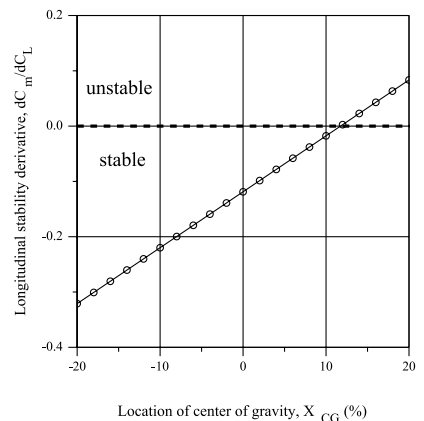


図14 縦揺れ安定微係数の重心位置
依存性 ($\delta_r = 0 \text{ deg.}$)

メーヴェにおいては、高々度を巡航するような運用は想定していないので、経済性からは上昇率を高くすることに意味は無く、機動性を重視するばあいに上昇率が重要となる。

4.3 安定性

安定性では、飛行の実現に際してもっとも重要となる、縦揺れの静的安定に的を絞って評価をおこなった。なお、縦揺れの静安定には推力軸の影響も無視できないが、ここでは、推力軸は重心を通ると仮定し、機体形状固有の静安定のみを考えている。

静安定とは、外乱に対して復元力が作用するか否かであり、縦揺れの静安定では、迎角変化(揚力変化)に対する重心まわりのピッチングモーメントの挙動から安定性を評価することになる。図12に重心位置 $X_{CG} = 25\%c$ (設計点)における、揚力係数に対するピッチングモーメント係数の変化を示す。 C_L - C_m の関係は、舵角の変化によらず右上がりの直線を描いており、静的に不安定な状態になっている。すなわち、何らかの外乱により揚力が増加(迎角が増加)すると、機首上げモーメントも増加(迎角増加)し発散してしまうのである。通常の飛行機であれば、水平安定板により復元モーメントを発生させて静安定を得ているが、メーヴェには尾翼が無いため、現状では操舵をおこなったとしても、静安定を達成させることは困難であると考えられる。そこで、設計点を変更したと仮定し、舵角0度において静安定を得るための条件を探ることとする。図13に仮想的に重心位置を0～15%cに変化させたときの、揚力係数に対するピッチングモーメント係数の変化を示す。重心位置を前縁側に移動させることにより、 C_L - C_m の全体的な傾斜が正から負へと変化しており、重心位置を約10%cとしたときに傾きはほぼ零となっている。図13における C_L - C_m 曲線の傾き、すなわち dC_m/dC_L は縦揺れ安定微係数⁷⁾と呼ばれるものであり、縦の安定微係数のうち最も重要なものである。この安定微係数を導入することにより、縦揺れの安定性を定量的に評価することが可能となる。図14に舵角0度での、安定微係数の重心位置による変化を示す。なお、安定微係数は C_L - C_m 曲線を数値的に微分することにより算出した。縦揺れの安定を得るためには、安定微係数が負である必要があり、現在の機体形状では

重心位置を11.9%cより前方にしなくては静安定を得ることができないことになる。縦揺れ静安定の確保は飛行の実現に必須であり、メーヴェ実現に向けては重心位置の変更もしくは機体形状の変更が必要となる。現在の機体形状および全備質量を維持したままで重心位置を前方へ移動させることは極めて困難であり、飛行の実現には機体形状の再考が妥当な選択肢であると思われる。

5. 結 言

架空の乗り物であるメーヴェの飛行可能性を検討するために、実機相当の主要諸元を策定し、風洞試験用に縮尺1/20模型を製作した。また、メーヴェの模型を使用した風洞試験を実施することにより、空気力学的特性を明らかにするとともに、風洞試験から得られた結果に基づいて、基本的な飛行性能と安定性の評価をおこなった。

飛行性能の評価においては、想定する機体形状と推進装置との組み合わせで、飛行するのに十分な性能を有していることが確認できた。しかし、その運用速度はフォーミュラカーと同程度であり、スカイスポーツ用

機体として安全に操縦するには、相当な習熟訓練が必要になると思われる。

想定した機体では、縦揺れの静安定を確保することができず、飛行の実現は極めて困難であることを確認した。静安定を得るには、重心位置を11.9%cより前方にするか、機体形状の根本的な見直しが必要である。

参考文献

- 1) <http://www.turbomeca.fr/>
- 2) 山名正夫, 中口博, 飛行機設計論, 養賢堂, 1985年
- 3) Ira H. Abbot, Albert E. Doenhoff, Theory of Wing Sections, Dover, 1959.
- 4) 流れの可視化学会編集, 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 1986年
- 5) Courtland D. Perkins, Robert E. Hage, Airplane Performance, Stability and Control, Wiley, 1949.
- 6) 日本航空技術協会編, 航空力学 I, 日本航空技術協会, 1997年
- 7) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, 1997年