

小型 ACV の試作研究

鳥居 亮 三浦 直勝
宮地 秀征 佐々木 正孝

The Trial Manufacture and Study of Air Cushion Vehicle

Akira TORII Naokatsu MIURA
Hideyuki MIYAZI Masataka SASAKI

小型模型の製作実験から始め、なるべく自製するという方針のもとに、1人乗りの小型 ACV を試作した。走行試験の結果、一応の成果は得たが、推進用プロペラ、スカートおよび浮上時のエアギャップ不足など不十分な点があるので、今後はこれらの改良に勤める。

1. ま え が き

空気の噴出にもとづく地面効果により浮上する機械装置の総称を GEM (Ground Effect Machine) という。そのうち自走式の運行体を ACV (Air Cushion Vehicle) と称し、ホバークラフトとして知られている。ACV はこの十数年の間に海上輸送機関として利用され、長足の進歩を遂げた。

我国では三井造船株式会社の 50 人乗りホバークラフトが観光用として、さらに国鉄の宇高連絡用として就航し、最近では 150 人乗りの試作艇がテスト中である。

本校流体実験室においては、実用化の遅れている 1 人乗り小型 ACV について、基礎的な問題を解明しつつ、なるべく自製するという方針のもとに、学生の参加を得て試作研究を行なった。

2. 試作研究の経過

ACV に関する基礎的な資料を入手できなかったため、模型の製作から始め、3 年目に小型 ACV を走行させるという目標のもとに進めた。

2.1 小型模型

初年度 (44 年) は小型の模型を製作して、

浮上および推進のテストを行なって、基本的な資料を得た。

模型の要目：

長さ 1000 mm	幅 700 mm
高さ 365 mm	重量 7.3 kg
素材 バルサ	スカート ビニール
浮上用エンジン	
ENYA 60-Ⅱ	9.95 cc 1.30 PS
推進用エンジン	
ENYA 29-Ⅳ	4.91 cc 0.80 PS
浮上用プロペラ	木製 4 翅 直径 280 mm
推進用プロペラ	木製 2 翅 直径 230 mm

2.2 小型実機

次年度 (45 年) は単純圧力室型の小型実機 (推進装置を除く) を製作し、浮上テストに使用したが、浮上時上下振動を伴ない、復元力が乏しく、安定性は思わしくなかった。

スカートの形状としては、バック状に内側に抱き込む型式をとったが、不安定の原因は主としてこのスカートによるものと思われた。

要目：

長さ 3000 mm	幅 1500 mm
高さ 490 mm	重量 140 kg
構造	パイプフレームのトラスト構造 リブ材として 9 mm のベニヤ板
スカート	ネオブレンゴム

浮上用エンジン

富士ロビン EC 162V 160cc

常用 6.5PS/4,000rpm

浮上用ファン

昭和風力製 軸流式6翅

直径 490mm 材質 Al 合金

2.3 小型 ACV

3年目(46年)は小型 ACV を製作し、48年1月に走行試験を行なった。以下この小型 ACV の試作研究について述べる。図1は小型 ACV の三面図、図2は ACV を示す。

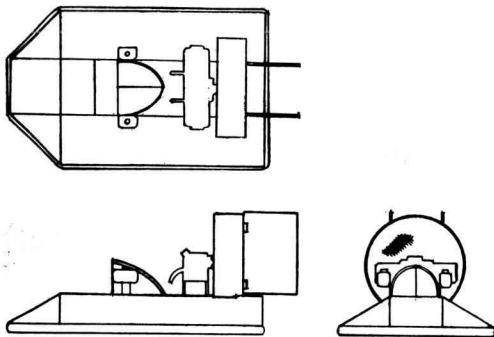


図1 小型 ACV の三面図

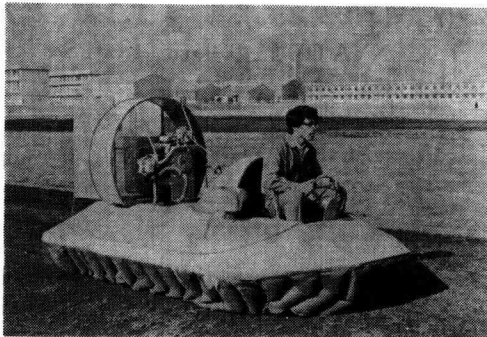


図2 小型 ACV

3. 小型 ACV の要目

小型 ACV の要目はつぎのとおりである。

型式	単純圧力室型
乗員	1名
長さ	2980mm
幅	1840mm
高さ	1370mm
自重	235kg
全備重量	300kg

構造 パイプフレームとベニヤ合板

外板 ベニヤ板

スカート フィンガーバック型

材質 薄いナイロン生地にネオプレーンコーティングしたもの

浮上用エンジン

富士ロビン EC 162V 160cc

8PS/5,000rpm

(常用 6.5PS/4,000rpm)

浮上用ファン

昭和風力製 軸流式6翅

直径 490mm

材質 Al 合金

推進用エンジン

トヨタ 2V-B 800cc (パブリカ)

29PS

推進用プロペラ (2号プロペラ)

直径 1000mm 翼翅2

ピッチ角 22°38'

翼型断面 RAF 6

材質 まかんば

4. 設計

初め2ヶ年の研究資料をもとにして、単純圧力室型1人乗りの小型 ACV の設計を進めた。

4.1 機体

4.1.1 基本設計

ベルヌイの定理により $\frac{1}{2}\rho q^2 = p$

よって圧力室よりの空気噴出速度は $q = \sqrt{2p/\rho}$
 ここで p はクッション圧力 (圧力室内部の圧力)、 ρ は圧力室内部の空気密度である。

$p = W/S$ とすると

$$q = \sqrt{2 \frac{W}{S} / \rho} = \sqrt{2 \frac{W}{S} \frac{g}{\gamma}}$$

ここで W は全備重量、 S はクッション面積、 γ は圧力室内部の空気の比重量、 g は重力の加速度である。

$A = L \cdot h$ より風量は

$$Q = A q = L \cdot h \cdot \sqrt{2 \frac{W}{S} \cdot \frac{g}{\gamma}}$$

ここで L はクッション周囲長さ, h はエアギャップ (スカート下部と地面との浮上間隙), A はエアギャップの面積 (空気噴出面積) である。

機体の大きさを仮に長さ 2.98m, 幅 1.84m とすれば, クッション面積は

$$S = 2.98 \times 1.84 = 5.48 \text{ m}^2$$

小型実機のクッション圧力は, 3,000rpm, 積載荷重 65kg の場合 60.8kg/m² であるので, 浮上可能な限界重量は

$$W = S \times p = 5.48 \times 60.8 = 334 \text{ kg}$$

となる。全備重量 300kg と仮定すると, クッション圧力は

$$p = 300/5.48 = 54.7 \text{ kg/m}^2$$

となり, 機体を浮上させるには, 54.7kg/m² 以上のクッション圧力が必要である。

エアギャップ $h=0.006\text{m}$, エアギャップ周囲長 $L=9.6\text{m}$ とすると, エアギャップ面積は

$$A = 9.6 \times 0.006 = 0.0576 \text{ m}^2$$

故に空気噴出速度は

$$q = \sqrt{2 \cdot \frac{300}{5.48} \cdot \frac{9.81}{1.25}} = 29.3 \text{ m/s}$$

したがって風量は

$$Q = 0.0576 \times 29.3 = 1.69 \text{ m}^3/\text{s} \\ = 100.7 \text{ m}^3/\text{min}$$

となる。浮上用エンジンおよびファンは小型実機に搭載したものをそのまま使用する。あとに示す図 7 によれば, その風量は 3,500rpm において 108m³/min, 4,000rpm において 127m³/min であるから, 前記計算結果より風量は充分であることが分る。したがって全備重量は 300kg とし, 長さは 2.98m, 幅は 1.84m と決定する。

4.1.2 構造

骨組はパイプフレーム構造とし, それにベニヤの合板を組合せるものとする。

4.1.3 重心

ACV は接地して走行する乗物ではなく, 空気の噴出による地面効果により浮上し走行するものであるから, 空気噴出の反動や, 些細な障害物により, 機体に振動を生じたり安定を失なったりするので, バランスがとれていなければ不安定な状態に陥りがちである。したがって

走行時水平位置を保つように, 重心位置は力のモーメントを計算して機体中心より幾分後方に配置するものとする。

4.2 浮上機関

小型実機に搭載したエンジンおよびファンをそのまま使用する。

4.3 推進機関

4.3.1 推進用エンジン

パブリカ 800 の中古エンジン 2V-B の不足部品を補充して使用する。

4.3.2 推進用プロペラ

ACV 用としての適切な形状がわからなかったため, 航空機用プロペラを設計し, エンジン直結で回転する方式を採用する。材質は軽量にして振動に強い木製とする。

設計条件としては,

- (1) 走行速度 $V=72\text{km/h}$
- (2) プロペラ回転数 $n=3,600\sim 4,000\text{rpm}$
- (3) エンジン馬力 29PS
- (4) 直径 1,000mm
- (5) 翼翅 2
- (6) ねじり方向 右
- (7) 設計基準断面 半径比 $\frac{r}{R}$ 75%

- (8) 半径比 $\frac{r}{R}$ 75% における翼厚比 $\frac{h}{b}$ は

1号プロペラ 10.00%

2号プロペラ 8.45%

- (9) 翼型断面は

1号プロペラ クラーク Y

2号プロペラ RAF. 6

なおプロペラ回転数は 3,600, 3,900, 3,800rpm におけるプロペラの吸収馬力を計算した結果, 3,800rpm を採用することとする。

実用に供した 2号プロペラの設計について述べると,

- (1) 半径比 $\frac{r}{R}$ 75% における円周速度は

$$v = 149.2 \text{ m/s}$$

- (2) 走行速度 $V = 20 \text{ m/s}$

- (3) $\phi = \tan^{-1} \frac{V}{v} = 7^\circ 38'$

(4) RAF. 6 の性能曲線より迎角 $\alpha=15^\circ$ とすれば、半径比 $\frac{r}{R}$ 75% における翼取付角は

$$\beta = \alpha + \phi = 22^\circ 38'$$

(5) 進入率 $\lambda = \frac{V}{nD} = 0.316$

(6) 翼厚比 $\frac{h}{b}$ 8.45% におけるパワー係数 C_p を、NACA の RAF. 6 実物プロペラ風洞実験結果の $\frac{V}{nD} \sim C_p$ 曲線¹⁾ より読みとり

$$C_p = 0.068$$

(7) プロペラの吸収馬力は

$$P = C_p \rho n^3 D^5 = 29.3 \text{ PS}$$

(8) プロペラ翼素のピッチは $H=2\pi r \tan \beta$ で表わされるので、半径比 $\frac{r}{R}$ 75% におけるピッチ直径比は

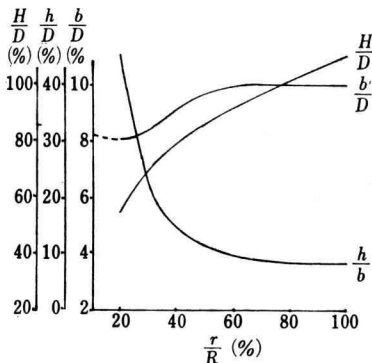


図3 2号プロペラ形状曲線

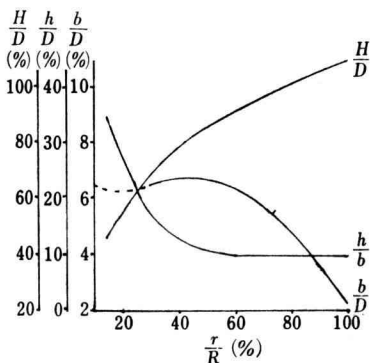


図4 1号プロペラ形状曲線

表1 2号プロペラ設計値(1)

$r/R(\%)$	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
$b/D(\%)$	8.02	8.10	8.36	8.73	9.08	9.40	9.62	9.79	9.91	9.98	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00
$b(\text{mm})$	80.20	81.00	83.50	87.30	90.80	94.00	96.20	97.90	99.10	99.80	100.00	100.00	100.00	100.00	100.00	100.00	100.00
$h/b(\%)$	45.00	33.70	21.40	16.40	14.00	12.40	11.20	10.30	9.60	9.10	8.70	8.45	8.30	8.20	8.10	8.05	8.00
$h(\text{mm})$	36.09	27.29	178.9	14.32	12.71	11.66	10.77	10.03	9.46	9.03	8.70	8.45	8.30	8.20	8.10	8.05	8.00
$H/D(\%)$	54.4	62.3	991	75.5	78.9	82.6	86.0	89.0	91.9	94.5	96.8	99.0	101.20	103.50	105.70	108.00	110.00
$\tan \beta$	0.866	0.846	0.734	0.687	0.627	0.585	0.548	0.515	0.488	0.463	0.440	0.420	0.403	0.388	0.374	0.362	0.350
β	40°54'	40°15'	36°16'	34°29'	32°8'	30°19'	28°43'	27°16'	26°2'	24°51'	23°46'	22°38'	21°57'	21°12'	20°30'	19°54'	19°18'

表 2 2 号プロロペラ設計値 (2)

r/R (%)	翼弦 (%)		2.5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	前縁の丸み (mm)	後縁の丸み (mm)
	(mm)	長さ														
20	前縁よりの長さ 厚さ	2.01	4.01	8.02	16.04	24.06	32.08	40.10	48.12	56.14	64.16	72.18	80.20	80.20	3.61	2.78
		14.80	21.29	28.51	34.29	36.10	35.73	34.29	31.40	26.71	20.21	12.63				
30	前縁よりの長さ 厚さ	2.09	4.18	8.36	16.72	25.08	33.44	41.80	50.16	58.52	66.88	75.24	83.60	83.60	1.79	1.38
		7.34	10.56	14.13	17.00	17.89	17.71	17.00	15.56	13.24	10.02	6.26				
40	前縁よりの長さ 厚さ	2.27	4.54	9.08	18.16	27.24	36.32	45.40	54.48	63.56	72.64	81.72	90.80	90.80	1.27	0.98
		5.21	7.50	10.04	12.07	12.71	12.58	12.07	11.06	9.41	7.97	6.06	4.45			
50	前縁よりの長さ 厚さ	2.41	4.81	9.62	19.24	28.86	38.48	48.10	57.72	67.34	76.92	86.58	96.20	96.20	1.08	0.83
		4.42	6.35	8.51	10.23	10.77	10.66	10.23	9.37	7.97	6.06	3.77				
60	前縁よりの長さ 厚さ	2.48	4.96	9.91	19.82	29.73	39.96	49.96	59.95	69.94	79.93	89.92	99.10	99.10	0.95	0.73
		3.89	5.58	7.48	8.99	9.46	9.37	8.99	8.23	7.00	5.30	3.31				
70	前縁よりの長さ 厚さ	2.50	5.00	10.00	20.00	30.00	40.00	50.00	60.00	70.00	80.00	90.00	100.00	100.00	0.87	0.67
		3.57	5.13	6.87	8.27	8.70	8.61	8.27	7.57	6.44	4.87	3.05				
80	前縁よりの長さ 厚さ	2.50	5.00	10.00	20.00	30.00	40.00	50.00	60.00	70.00	80.00	90.00	100.00	100.00	0.83	0.64
		3.40	4.90	6.56	7.89	8.30	8.22	7.89	7.22	6.44	4.65	2.91				
90	前縁よりの長さ 厚さ	2.50	5.00	10.00	20.00	30.00	40.00	50.00	60.00	70.00	80.00	90.00	100.00	100.00	0.81	0.62
		3.32	4.78	6.40	7.70	8.10	8.02	7.70	7.05	5.99	4.54	2.84				
100	前縁よりの長さ 厚さ	2.50	5.00	10.00	20.00	30.00	40.00	50.00	60.00	70.00	80.00	90.00	100.00	100.00	0.80	0.61
		3.28	4.72	6.32	7.60	8.00	7.92	7.60	6.96	5.92	4.48	2.80				

$$\frac{H}{D} = \frac{2\pi r \tan \beta}{2R} = \frac{0.99}{1.00} = 0.99$$

(9) Navy 3792 の翼端を切断した形状曲線²⁾をモデルとして、滑らかな形状曲線を描き、ボス部における形状曲線の修正を行なう。図3は2号プロペラの形状曲線を示す。参考として1号プロペラの形状曲線を図4に示す。

(10) 完成した形状曲線より、半径比 $\frac{r}{R}$ におけるそれぞれの翼厚比 $\frac{h}{b}$ 、翼幅比 $\frac{b}{D}$ 、ピッチ直径比 $\frac{H}{D}$ を読みとり、これより翼幅 b 、翼厚 h 、翼取付角 $\beta (= \tan^{-1} \frac{H}{D} / \pi \cdot \frac{r}{R})$ を決定する。表1はこの設計値を示す。

(11) 形状曲線より各断面の翼幅 b および翼厚 h が決定すれば、各断面形の寸法を計算する。表2はこの設計値を示す。

(12) 一直線上に重心点 ($x_0=0.446b$, $y_0=0.416h$) が配置されるように、翼取付角に合せて各断面形を描き、これよりプロペラの正面図および側面図を描く。

4.4 スカート

スカートは障害物に対して変形可能で、摩擦に耐え得るものでなければならぬので、通風性のない強度のあるナイロン生地に、ネオプレーンコーティングしたものを使用する。

スカートの丈は、機体の浮上高さと同程度と考えられるが、安定性と走行性に影響を及ぼすので、機体の大きさととのバランスを考慮して、障害物の高さの2倍程度とする。

小型実機 (45年) のバック型スカートは、その材質と固定方法に起因すると思われるクッション圧力の乱れがあって、振動を生じ安定性に欠けるなどの欠陥が生じたので、つぎの3種を作ることにする。

(1) バック型スカート

圧力室の中で、クッション圧力の乱れ (不均等) を解消するため、スカートにひだを設ける。丈は 320mm とする。

(2) フィンガー型スカート

高速性能を目標とし、高さは 450mm、噴射

角は 15° とする。

(3) フィンガーバック型スカート

フィンガー型にバック型を組合せ、丈は 300mm、噴射角は 45° とする。

5. 製作

5.1 機体

軽量化と重量重心管理に細心の注意を払い、鋼管パイプとベニヤ合板を組立てて骨組を作り、外板はベニヤ板張りとし、方向舵、浮上用ファンのダクト、エンジンマウント、防護網、小型滑車などを設け、接続部分は密閉して空気漏洩の防止対策を施した。図5に骨組を示す。

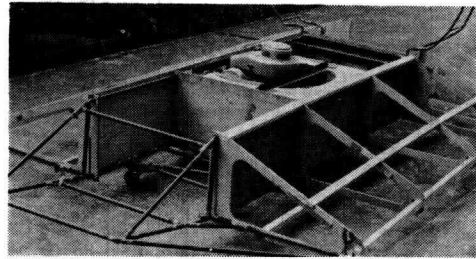


図5 骨組

走行時水平位置を保つように、重量による下向きの力、圧力による上向きの力および推力による重心まわりのモーメントを計算した結果、機体前部の左右両角を切断して、重心位置は当初の計画より後退することとなった。

結局、自重はつぎのとおりである。

(1) 浮上用エンジン	18.5kg
(2) 浮上用ファン	5.0
(3) 推進用エンジン	90.5
(4) 推進用プロペラ	1.1
(5) 燃料タンク	8.0
(ガソリンを含む)	
(6) バッテリー	15.0
(7) エンジンマウント鋼材	8.0
(8) 鋼管 60m	26.0
(外径 16mm, 内径 13mm)	
(9) 鋼管 9m	1.5
(外径 8mm, 内径 6mm)	
(10) 車輪 (小滑車) 4個	4.0

表3 プロペラの種類

名称	翼型断面	翅数	直径	材質	製作個数
1号プロペラ	クラークY	2	1000mm	ひのき	2 (右ねじり各1 左ねじり各1)
2号プロペラ	RAF. 6	2	1000mm	まかんば	1 (右ねじり)

- (11) 角材 7.0
 (12) ベニヤ合板 24.0
 (13) スカート 6.0
 (14) 方向舵, 防護網, L 鋼
 トタン板その他 20.4

計 235 kg

全備重量は、乗員1名 (65kg) として、300 kg である。

5.2 推進用プロペラ

製作したプロペラは、表3のとおりである。

乾燥した厚さ5mmの薄板を約12枚、木材用ボンドにより圧着して合板を作り、その上面には重心線を描いて正面図を写し、その側面には側面図を写し、のこぎり、のみ、かんな、やすり、ペーパーなどをもって、各断面形のゲージに合わせて、プロペラを削りだし、静的バランスをとった。

同時に、硝子繊維を混入したポリエステル樹脂のプロペラ製作を試みたが、その整形には成功しなかった。

図6の(a)は耐久運転に使用したもの、(b)は体育館の壁に接触して破損したもの、(c)は翼端に傷を受けたので、1つの角を両翅対称に削り取ったものである。

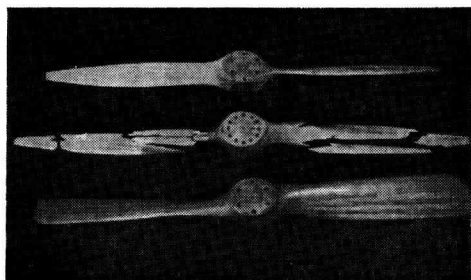


図6 プロペラ

- (a) 上 1号プロペラ (右ねじり)
 (b) 中 同 上 (左ねじり)
 (c) 下 2号プロペラ (右ねじり)

1号プロペラは強度計算の結果、強度の不足が判明したので、実用には2号プロペラを使用している。

5.3 スカート

スカートはつぎの順序で、製作および取付けを行なった。

- (1) 寸法にしたがって型紙を作り、スカート部と仕切布を裁断する。
- (2) 仕切布を定められた間隔で、スカートにミシンで縫いつける。
- (3) スカートの上部を、パイプまたは角材に巻いて、機体側面底部にとりつけ、固定する。
- (4) 同じナイロン生地で作ったつりひもを、スカートに手縫いし、機体底部のフレームに結びつける。

なおフィンガーバック型スカートにおいては、機体後部のスカートは、すその部分を短く折り曲げる。

6. 性能試験

6.1 浮上用ファンの風量

吸込側上部にダクトをつけて、平均風速を求

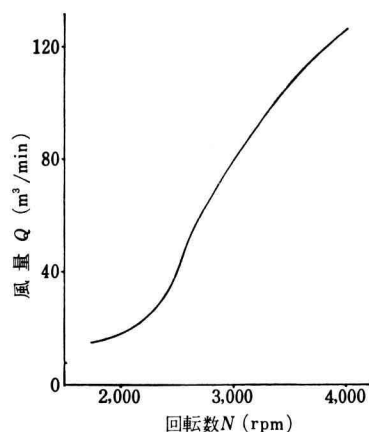


図7 浮上用ファンの風量

め風量を算出した。図7はその風量を示す。

6.2 プロペラの性能

プロペラの後方にダクトをつけ、動圧を測定して風量を算出し、一方トルクを測定し、馬力とけん引力を求めた。図8は2号プロペラの性能曲線を示す。

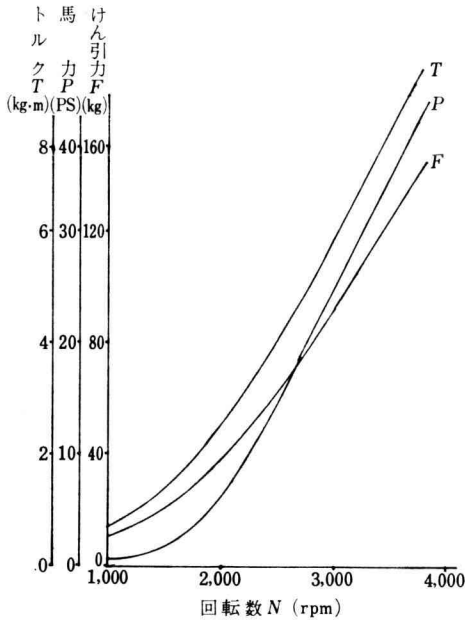


図8 2号プロペラの性能曲線

6.3 浮上性能

エアギャップとは、スカート下部と地面との浮上間隙であるが、測定が難しいのでつぎの計算により求めた。

圧力室内部の圧力測定結果より求めた空気噴出速度 q と、風量 Q 、クッション周囲長さ L から、エアギャップ $h = Q/60Lq$ を、バック型とフィンガー型両スカートについて、計算した結果を図9, 10に示す。

両スカートについては、

(1) 空気噴出速度は、両スカートとも、浮上用エンジンのある回転数までは増加するが、それ以上の回転数においてはほぼ一定の値を保つ。

(2) エアギャップは、両スカートとも、浮

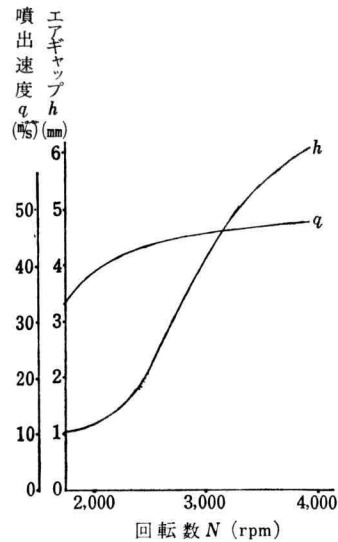


図9 エアギャップ (バック型)

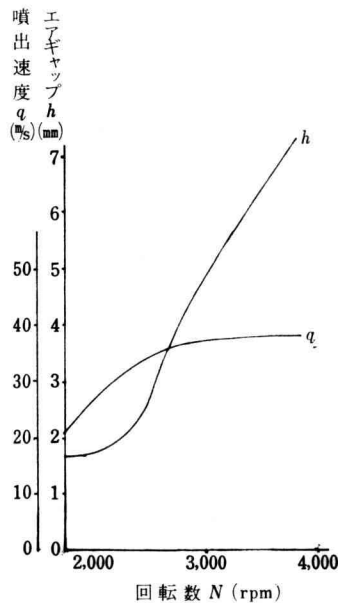


図10 エアギャップ (フィンガー型)

上用エンジンの回転数および風量とともに、同じ傾向で増加する。

(3) エアギャップは、フィンガー型がバック型に比べて大きい。

6.4 安定性

バック型とフィンガー型について、浮上時機

表4 バランス試験

位置	バック型				フィンガー型			
	荷重 (kg)	内圧 (mmC ₂ H ₅ OH)	降下高さ (mm)	静定時間 (s)	荷重 (kg)	内圧 (mmC ₂ H ₅ OH)	降下高さ (mm)	静定時間 (s)
前部	0	151	0	3.6	0	114	0	2.1
	10	158	34		10	114	15	
	20	166	66		20	114	182	
	25	167	142		25	114	195	
	0	163	0	2.8				
	10	171	16					
	20	179	35					
30	184	58	2.8					
後部	0	151	0	4.6	0	109	0	1.0
	5	151	55		5	109	15	
	10	148	86		10	109	25	
	15	146	94		15	109	47	
	20	146			20	109	75	
	0	162	0	1.7				
	5	162	17					
	10	162	41					
	15	161	95					
	20	161	151		1.7			
側部	0	150	0	3.0	0	107	0	3.1
	5	155	24		5	107	50	
	10	159	67		10	107	145	
	15	162	122		15	107	165	
	20	166	145		20	107	180	
	0	163	0					
	10	168	20					
	20	181	29					
	30	183	45					

体の前部、後部および側部に荷重を加え、傾いた状態から荷重をとりきった後の復元の静定時間について測定した結果を表4に示す。

機体が傾いた場合、フィンガー型は静定時間が短かいので、復元性はよいように思われるが、機体は完全に元の状態に戻らず中途までしか復元しないのである。

このことにつき、横安定について考えると、無荷重の状態ではスカートの下から一様に空気が流出するが、側部に荷重を加えると、バック型スカート内部の空気は、すぐには流出しないで、空気溜めの役目を果たして圧力が上昇し、荷重をとり除くと、復元力が働いて元の状態に

復するのであるが、フィンガー型においては空気溜めに相当するものがないので、反対側の間隙から空気が流出して、荷重をとり除いた後も、機体は完全に復せず、反対側に荷重を加えて元の状態に復するのである。

6.5 走行試験

浮上時推進用エンジンを始動すると、浮上用ファンの風量が減少するためだろうか、機体の浮上高さが低下する傾向が認められたので、浮上用ファンの上部にとりつける大小2つの導風カバーを準備した。大カバー装着の場合は走行は不安定であったが、小カバーの場合は安定性は大幅に改良され、浮上高さの低下は認められ

なかった。

しかし 50,000 m² の校庭にはボールなどの障害物があるため、ブレーキ装置を持たない現状においては、時速 20km 以上の走行は危険であった。一方芝生の上においては減速が目立った。

7. 考 察

- (1) 推進用プロペラの設計において、地上における走行速度 72km/h は過大であるので、設計条件を変更して実用にあった翼取付角を検討すべきであろう。
- (2) 芝生上の走行速度が小さいのは、芝生とスカートとの摩擦によるもので、エアギャップの小さいことに起因するものと思われるから、浮上用ファンの風量を増す対策が必要である。
- (3) フィンガー型スカートの方が、バック型よりエアギャップが大きいのは、空気の噴射角の相違によるもので、クッション面積が設計値より小さくなったことに起因するものと思われる。
- (4) バック型スカートの方が、フィンガー型より安定性は優れているが、エアギャップが小さいために地面との摩擦が多く、走行性は悪い。しかもバック型スカートの内部に、地面上の異物(砂, 小石, 草など)を吸込んで貯える欠点がある。
- (5) フィンガー型スカートは安定性に欠けるので、これにバック型を適当に組合せて、両者の長所を生かしたフィンガーバック型スカートが 3 種の中では最も優れている。

8. 結 論

小型 ACV を試作して走行試験を行なった結果、一応の成果を得た。しかしまだ不十分な点があるので、つぎのような点を解決することにより、初期の成果が納められるものと思う。

- (1) 推進用プロペラの設計変更
- (2) 浮上用ファンの性能向上
- (3) スカートの改良
- (4) サイドスラスタ新設
- (5) ブレーキ新設

9. あとがき

本試作研究に関し、船舶技術研究所村尾機関開発部長と三井造船株式会社ホバークラフト事業室より ACV 全般について、防衛庁技術研究本部第 3 研究所よりプロペラ工作法について、助言をいただいたことに謝意を表します。

本試作研究に参加した学生は、44 年度は池田文雄、内山洋司、大久保啓二、45 年度は上原功、斎藤博、米山章、46 年度は安藤次郎、岡本憲一、中村十三男、森孝義、47 年度は園山和利、塚田陽一、松本敢一、望月清明、横山孝の諸君であり、大九留吉、伊沢一夫両氏の協力を得ました。またスカート製作には、女子職員の協力を得たことを附記します。

文 献

- 1) 佐貫：プロペラ，昭和 12，東学社，p.97.
- 2) 同上，p.101.