

UDC 629.136
551.55

航空宇宙技術研究所資料

TM-90

地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化

戸川隼人・石黒登美子

1966年 9 月

航空宇宙技術研究所

地上付近の横風の影響による小型 ロケットの方位角変化*

戸川隼人** 石黒登美子**

1. ま え が き

この資料は、地上付近の横風の影響によって飛しょう方位角がどのように変化するかということ、種々の発射条件について計算した結果をまとめたものである。飛しょう方位角の変化は落下地点分散に直接影響するから、このようなデータはロケットの飛しょう試験を安全に行なうために重要である。本資料は特にこのような目的に使用されることを考慮して、毎秒何メートルの横風ならば方位角変化が許容範囲内にはいるか、横風が強い場合、発射上下角をどの程度まで下げればよいか、ランチャーの長さを変えるとどのような効果があるか、などについて検討できるように十分なデータをそろえた。

計算の対象とする機種は、前回の資料²⁾と同様に、NAL-16を中心とし、合わせてこれの空力特性、慣性モーメント、加速特性などを広範囲に変化させた場合の計算を行ない、これらの結果を適当に組み合わせればこのクラスのロケット全般に適用できるようにした。

計算結果で特に注目すべきことは、横風の影響がきわめて大きいということで、あまり強くない風でも飛しょう方位角が 20° ないし 30° もずれることが起こりうるという点である。これは小型ロケットだけにみられる著しい特徴であって、NAL-16よりももう少し大きいロケット、たとえばカップ8型ぐらいになると、横風の影響ははるかに小さい（「9」参照）。したがって実際の飛しょう試験の場合には、このような性質を十分考慮して危険水域や発射条件を決めるべきである。

本資料では風速分布は一樣と仮定しており、また高度800mより上の風の影響は計算にはいっていないので、横風の風速から逆算して発射方位を修正するというような目的には使用できないが、安全な打上げのための参考になれば幸である。

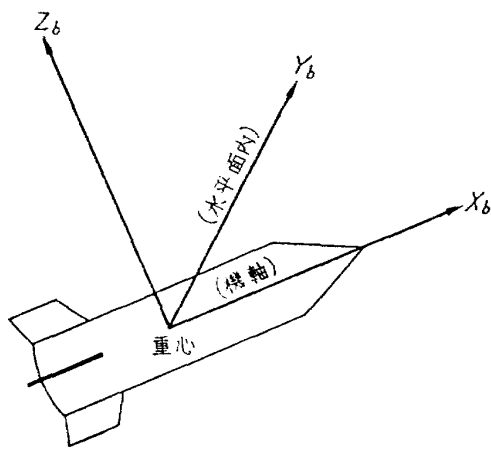
* 昭和41年8月1日受付

** 計測部

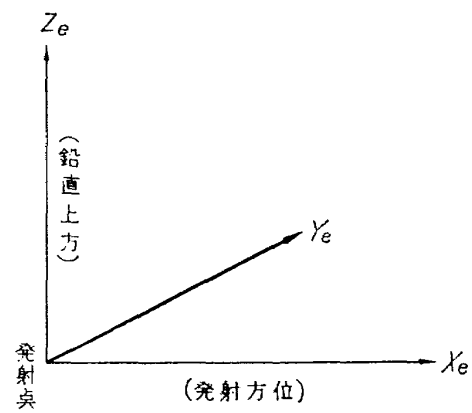
2. 記 号

A	； 地面座標系から機体座標系への変換行列	
A'	； 機体座標系から地面座標系への変換行列	
C_D	； 抗力係数	
C_{mq}	； 縦揺れ減衰モーメント係数	
C_{Na}	； 法線力係数	
D	； 抗力	
f_{xb}, f_{yb}, f_{zb}	； 外力（空気力および推力）の機体座標成分	$\text{kg} \cdot \text{m/s}^2$
f_{xe}, f_{ye}, f_{ze}	； 外力（空気力および推力）の地面座標成分	$\text{kg} \cdot \text{m/s}^2$
g	； 重力加速度（ g_0 は海面上の値）	m/s^2
I	； 慣性モーメント（全機，全機重心回り）	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
I_P	； 慣性モーメント（燃料のみ，燃料重心回り）	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
I_S	； 慣性モーメント（機体のみ，機体重心回り）	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
I_{SP}	； 比推力	s
K_j	； ジェットダンピングによる縦揺れおよび偏揺れ減衰モーメントを計算するための係数	$\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$
K_a	； 空気力による縦揺れおよび偏揺れ減衰モーメントを計算するための係数	$\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$
l	； 全長	m
l_{CG}	； 重心位置	先端からの長さ
l_{CGP}	； 燃料重心位置	
l_{CGS}	； 機体重心位置	
l_{CP}	； 空力中心位置	
m	； 質量（全機）	kg
m_P	； 質量（燃料）	kg
m_S	； 質量（機体）	kg
M	； マッハ数	
N	； 法線力	$\text{kg} \cdot \text{m/s}^2$
q	； 縦揺れ角速度（頭上げ正）	deg/s
r	； 偏揺れ角速度（左首振り正）	deg/s

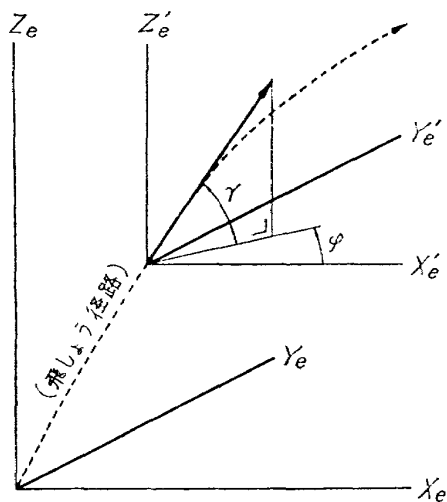
S	; 機体断面積	m^2
t	; 時間 (着火時を $t=0$ とする)	s
T	; 推力	kg
v_a	; 対気速度の絶対値	m/s
$v_{axb}, v_{ayb}, v_{azb}$; 対気速度の機体座標成分	m/s
$v_{axe}, v_{aye}, v_{aze}$; 対気速度の地面座標成分	m/s
v_e	; 対地速度の絶対値	m/s



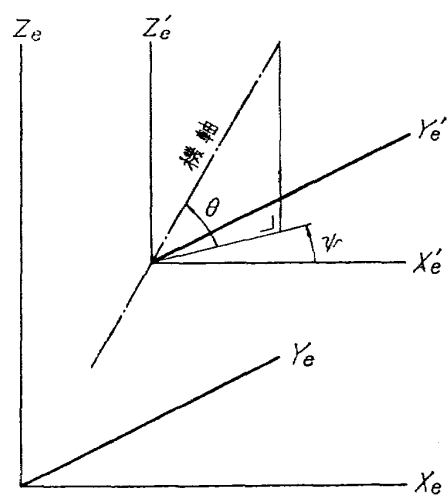
(a) 機体座標系



(b) 地面座標系



(c) 経路角



(d) 姿勢角

図1 座標系および角度

$v_{exe}, v_{eye}, v_{eze}$; 対地速度の地面座標成分	m/s
v_w ; 風速	m/s
v_{wx}, v_{wy}, v_{wz} ; 風速の地面座標成分	m/s
x_b, y_b, z_b ; 機体座標 (図 1(a))	m
x_e, y_e, z_e ; 地面座標 (図 1(b))	m
α ; 迎え角 (機軸と風軸のなす角, 符号は常に正として扱う)	
γ ; 径路上下角 (上昇角) (図 1(c))	
φ ; 径路方位角 (図 1(c))	
Ψ ; 姿勢方位角 (偏揺れ角) (図 1(d))	
ρ ; 大気密度	kg/m ³
θ ; 姿勢上下角 (縦揺れ角) (図 1(d))	
θ_0 ; 発射姿勢上下角	

添字 0 は発射時の値を表わす。

3. 運動方程式

質量変化

$$\dot{m} = -T/I_{SP}$$

位置変化

$$\dot{x}_e = v_{exe}$$

$$\dot{y}_e = v_{eye}$$

$$\dot{z}_e = v_{eze}$$

速度変化

$$\dot{v}_{exe} = f_{xe}/m$$

$$\dot{v}_{eye} = f_{ye}/m$$

$$\dot{v}_{eze} = f_{ze}/m$$

作用する力

$$\begin{pmatrix} f_{xe} \\ f_{ye} \\ f_{ze} \end{pmatrix} = A' \begin{pmatrix} f_{xb} \\ f_{yb} \\ f_{zb} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix}$$

座標変換行列

$$A = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \Psi & \cos \theta \sin \Psi & \sin \theta \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ -\sin \theta \cos \Psi & -\sin \theta \sin \Psi & \cos \theta \end{pmatrix}$$

$$A' = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \Psi & -\sin \Psi & -\sin \theta \cos \Psi \\ \cos \theta \sin \Psi & \cos \Psi & -\sin \theta \sin \Psi \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

推力および空気力の機体座標成分

$$f_{xb} = T g_0 - D$$

$$f_{yb} = N(-v_{ayb}/\sqrt{v_{ayb}^2 + v_{azb}^2})$$

$$f_{zb} = N(-v_{azb}/\sqrt{v_{ayb}^2 + v_{azb}^2})$$

対気速度および迎え角

$$\begin{pmatrix} v_{axb} \\ v_{ayb} \\ v_{azb} \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} v_{exx} - v_{wx} \\ v_{eyx} - v_{wy} \\ v_{ezz} - v_{wz} \end{pmatrix}$$

$$v_a = \sqrt{v_{axb}^2 + v_{ayb}^2 + v_{azb}^2}$$

$$\alpha = \cos^{-1}(v_{axb}/v_a)$$

抗力および法線力

$$D = (1/2) \rho S v_a^2 C_D$$

$$N = (1/2) \rho S v_a^2 C_{Na} \alpha$$

姿勢角変化

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{\Psi} = r / \cos \theta$$

角速度変化

$$\dot{q} = - \frac{f_{xb}(l_{CP} - l_{CG}) + K_j q + K_a q}{I}$$

$$\dot{r} = - \frac{f_{yb}(l_{CP} - l_{CG}) + K_j r + K_a r}{I}$$

減衰モーメントの係数

$$K_j = \left\{ \frac{I_{P0}}{m_{P0}} + (l_{CG} - l_{CGP})^2 - (l - l_{CG})^2 \right\} \dot{m}$$

$$K_a = \frac{1}{2} \rho S v_a^2 \cdot \frac{l^2}{2v_a} C_{mq}$$

径路角

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{v_{exx}}{\sqrt{v_{exx}^2 + v_{eyx}^2}}$$

$$\varphi = \tan^{-1}(v_{eyx}/v_{exx})$$

これらの式は前回の資料²⁾に使用した運動方程式をそのまま三次元に拡張したものである。ただし前回は r , θ , v_θ に関する微分方程式を立てたが、今回はこれを座標成分別に分解し、 v_x , v_z および q に関する微分方程式に置き換えた。このようにするほうがベクトルとマトリクスで統一的に取り扱えるので計算上有利である。なお、数値計算には Runge-Kutta-Gill 法を使用し、積分間隔は 0.01 秒とした。

4. 計算に使用したデータ

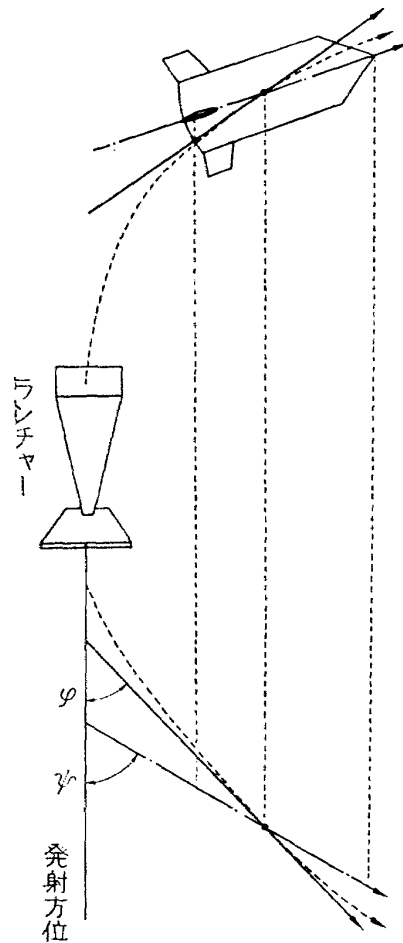
中心になるモデルは前回の資料²⁾に用いたものと全く同じで、諸元等は次のとおりである。これらの値は NAL-16 の値にほぼ等しい。

l	3.5	m
l_{cas}	1.736	m
l_{cgp}	2.0	m
m_s	52.3	kg
m_P	66.0	kg
I_s	63.4	kg・m ²
I_{P0}	31.7	kg・m ²
I_{SP}	228	s
S	213.8	cm ²
C_{Na}	30	
C_D	0.32	
C_{mq}	10.1	
l_{cP}	3.15	m
T	約 1.3	ton

発射条件としては特にことわりのない限り、発射上下角 80°, ランチャーの有効長さ 5 m として計算してある。風速分布は一様で、風速の時間的変化もないものとして計算した。

5. 計算結果の見方に関する注意

本資料のグラフを見る上での、二三の注意を記しておく。まず、「方位角変化」という場合、姿勢方位角の変化と径路方位角の変化との二つの場合が考えられるが、本資料では主として姿勢方位角のほうに着目して議論を進める。姿勢方位角 ψ の定義は、機体軸の水平面への射影と発射方位

図2 ψ と φ の関係

のなす角である（図2）。 ψ の初期値は0であり、外乱がなければその後も引き続き $\psi \equiv 0$ となる。したがって、方位角変化量は

$$\Delta\psi = \psi(t) - \psi_{vw=0}(t) = \psi(t)$$

となり、 ψ 自身が「方位角変化量」を表わす。すなわち、 ψ は姿勢方位角であると同時に姿勢方位角変化量でもある。

各種パラメータと方位角変化量の関係を示すグラフ（図5，7，9，11，13）においては、 ψ の代表値（最終値）として $t=4$ における ψ の値 ψ_4 を用いる。その理由は、図4，6，8，10，12，14などにみられるように、 $t=4$ までの間に過渡的な振動はほとんど減衰し、 ψ の値はほぼ一定値に落ちついているからである。また図3にみられるように、最終的な飛しょう方位角は ψ_4 にほぼ一致する。したがって ψ_4 は地上付近の風の影響による飛しょう方位のずれを近似的に表わしていると考えてよい。

図5によれば、 ψ_4 は v_{wy} にほぼ比例することがわかる。この性質を利用して、図7，9，11，

13 においては、縦軸にその比例常数 $-\Psi_4/v_{wy}$ をとっている*。したがって、たとえば $\theta_0=60^\circ$ で $v_{wy}=5\text{m/s}$ ならば、図 7 のグラフから読み取った値 $-\Psi_4/v_{wy}=2^\circ (\text{m/s})^{-1}$ を $5(\text{m/s})$ 倍して、 $\Psi_4=-10^\circ$ と解釈する。

図 5, 7, 9, 11, 13 の点線は、横風 v_{wy} と同時に追風または向風 $v_{wx}=\pm 10\text{m/s}$ を受けた場合の $-\Psi_4/v_{wy}$ の値を示している。後に述べるように、 v_{wx} を固定すると Ψ_4 は v_{wy} にほぼ比例する。しかし風速 $v_w=\sqrt{v_{wx}^2+v_{wy}^2}$ と Ψ_4 とは一般に比例しないので注意を要する。たとえば図 7 で $\theta_0=60^\circ$ 、向風 10m/s の場合は $-\Psi_4/v_{wy}=1.6^\circ (\text{m/s})^{-1}$ である。したがって v_{wy} が 5m/s ならば $-\Psi_4=1.6\times 5=8^\circ$ である。向風 10m/s で横風 5m/s ということは、真横より前方約 63° の方向から風速 11.2m/s の風を受けることを意味する。同じ方向からこの半分の風速の風を受ければ Ψ_4 は半分の 4° になるかという、そうはならない。この場合は $-v_{wx}=5\text{m/s}$ 、 $v_{wy}=2.5\text{m/s}$ であるから、図 7 の $\theta_0=60^\circ$ に対する「横風のみの場合」の読み $-\Psi_4/v_{wy}=2^\circ (\text{m/s})^{-1}$ と、「向風 10m/s がある場合」の読み $1.6^\circ (\text{m/s})^{-1}$ を補間して、向風 5m/s に対し $-\Psi_4/v_{wy}=1.8^\circ (\text{m/s})^{-1}$ と考え、これに v_{wy} の値 2.5m/s をかけて $-\Psi_4=4.5^\circ$ と解釈すべきである。

本資料では、真横から 5m/s の風を受ける場合を、横風の一つの代表的な例として重点的に取り扱っている。その理由は、 5m/s 程度の風は海岸などではごく普通にみられる状態であり、この程度の風ならば実験を強行する必要があると思われるからである。図 8, 10, 12, 14 はいずれも、真横から 5m/s の風を受けるとして計算したものである。また図 4 の「横風のみの場合」も同様である。図 5, 7, 9, 11, 13 の元数値も $v_{wy}=5\text{m/s}$ の場合について計算したものである。

6. 運動の概要

「4」に述べたロケットが、真横から 5m/s の風を受けながら飛しょうする場合の、諸変数の時間的变化のもようを、表 1, 図 3, 4 に示す。最初の 1 秒ないし 2 秒で非常に大きく首を振ってしまうことがわかる。振動は 3 秒ぐらいでほとんど減衰し、飛しょう径路もほぼ一定になる。

横風 5m/s と同時に向風 10m/s を受ける場合の諸変数の変化を表 2 および図 4 (下の曲線) に示す。表 1 と表 2 を比較すればわかるように、横方向への機首の傾き $\tan^{-1}\frac{\tan\theta}{\sin\psi}$ や横方向の

注)* Ψ_4 と v_{wy} (風速の横方向成分) の関係を論ずる場合、「2」で規定した符号系によれば Ψ_4 と v_{wy} の符号は逆になる。たとえば発射方向に向って左から風が吹いている場合 ($v_{wy}<0$)、尾翼が右に流されるから機首は左を向き、 ψ の符号は正となる。しかしこれは符号系のとりかただけの問題で、本質的ではないので、以下本文中ではあまり符号にこだわらず単に横風の風速とか方位角変化量などと呼ぶことにする。

速度 v_{eye} はほとんど同じであるが、 θ に大きな差があり、このため v_{exe} が大きく変わっており、これが Ψ を小さくする原因になっていることがわかる。

表 1 諸変数の値の時間的变化 (横風 5 m/s のある場合)

t	x_e	y_e	z_e	v_{exe}	v_{eye}	v_{eze}	v_e	γ	φ	θ	Ψ	α
0.3	m	m	m	m/s	m/s	m/s	m/s					
	1	0	5	6	0	33	33	80°	0°	80°	0°	8.5°
0.6	4	0	19	12	0	63	64	80	0	80	14	2.2
1.0	10	1	53	19	5	102	104	79	15	78	36	1.8
1.3	16	3	88	25	8	130	133	79	18	78	22	1.2
1.6	24	5	131	30	11	158	162	79	20	78	31	0.7
2.0	38	11	202	39	15	196	200	78	21	78	28	0.2
2.3	51	15	265	45	18	224	229	78	22	77	26	0.2
2.6	65	21	336	51	21	253	259	78	23	77	27	0.1
3.0	87	31	445	59	26	291	298	77	24	77	27	0.0
4.0	157	62	783	81	37	386	396	77	25	77	27	0.0

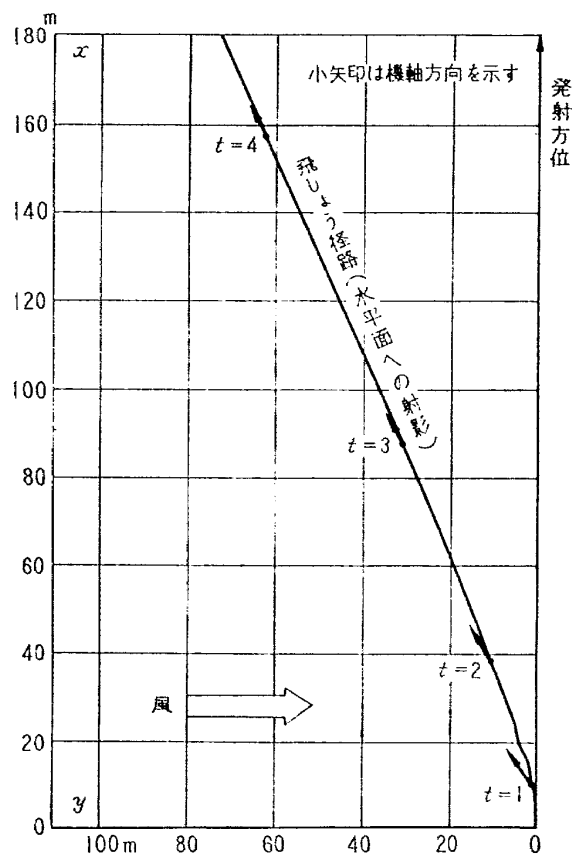


図 3 横風 5 m/s を受ける場合の飛しょう経路

表 2 諸変数の値の時間的变化 (向風 10m/s および横風 5m/s がある場合)

t	x_e	y_e	z_e	v_{exe}	v_{eye}	v_{eze}	v_e	γ	φ	θ	ψ	α
0.3	m	m	m	m/s	m/s	m/s	m/s					
1	1	0	5	6	0	33	33	80°	0°	80°	0°	17.5°
0.6	4	0	19	12	0	63	64	79	0	75	11	4.5
1.0	11	1	52	28	6	99	103	74	12	65	19	3.8
1.3	22	3	86	40	9	126	132	72	13	70	13	2.5
1.6	35	6	127	51	12	152	161	71	13	66	17	1.5
2.0	58	12	196	67	16	188	200	70	13	67	16	0.5
2.3	81	18	256	79	20	215	229	69	14	67	15	0.3
2.6	106	24	324	91	23	240	258	69	14	67	15	0.2
3.0	146	34	427	108	28	276	297	68	15	66	16	0.0
4.0	275	68	747	151	40	364	395	67	15	65	16	0.0

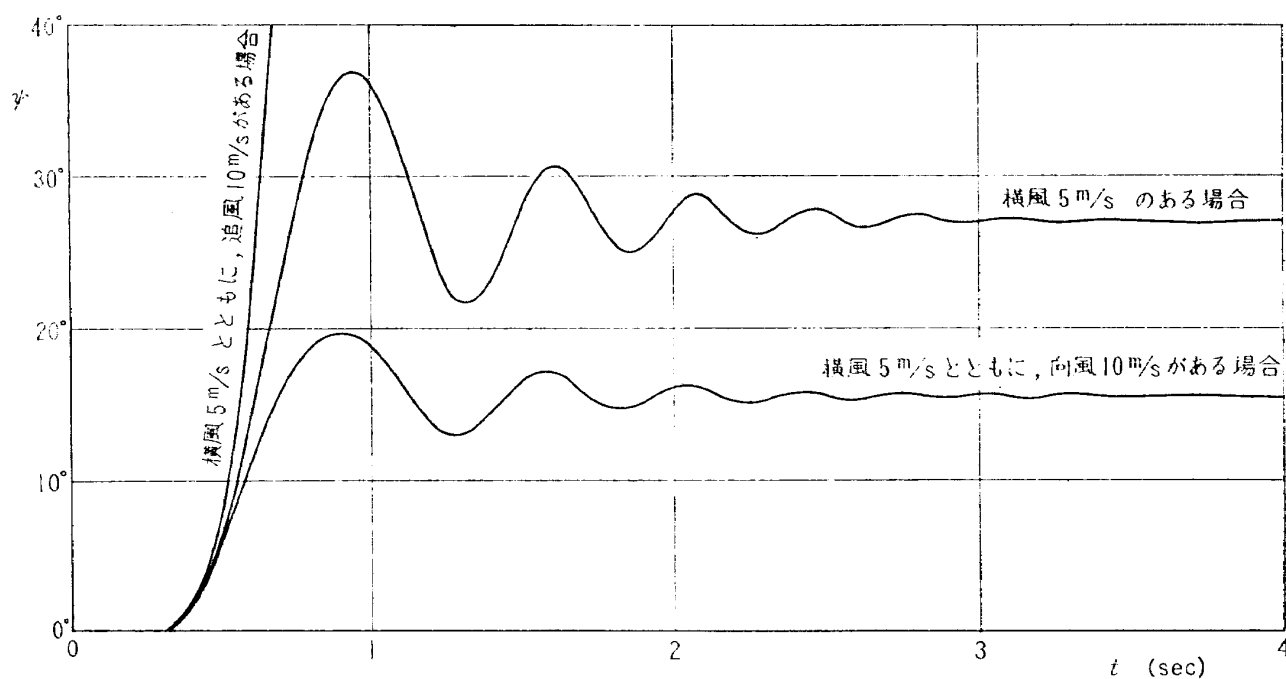


図 4 横風 5m/s を受ける場合の姿勢方位角の時間的变化

追風 10 m/s のある場合は図 4 にその一部がみられるが、このあと $t=0.74$ において $\theta=88.6^\circ$, $\psi=90^\circ$ に達している。

7. 風速との関係

「4」に述べたロケットが真横から風を受ける場合(発射上下角 80° , 有効ランチャー長さ 5 m)の、風速と姿勢方位角変化量の関係を図 5 の実線で示す。図 5 で特に注目すべきことは、弱い風でも姿勢方位角変化量がかなり大きく、少し強い風があれば 20° ないし 30° というような姿勢方

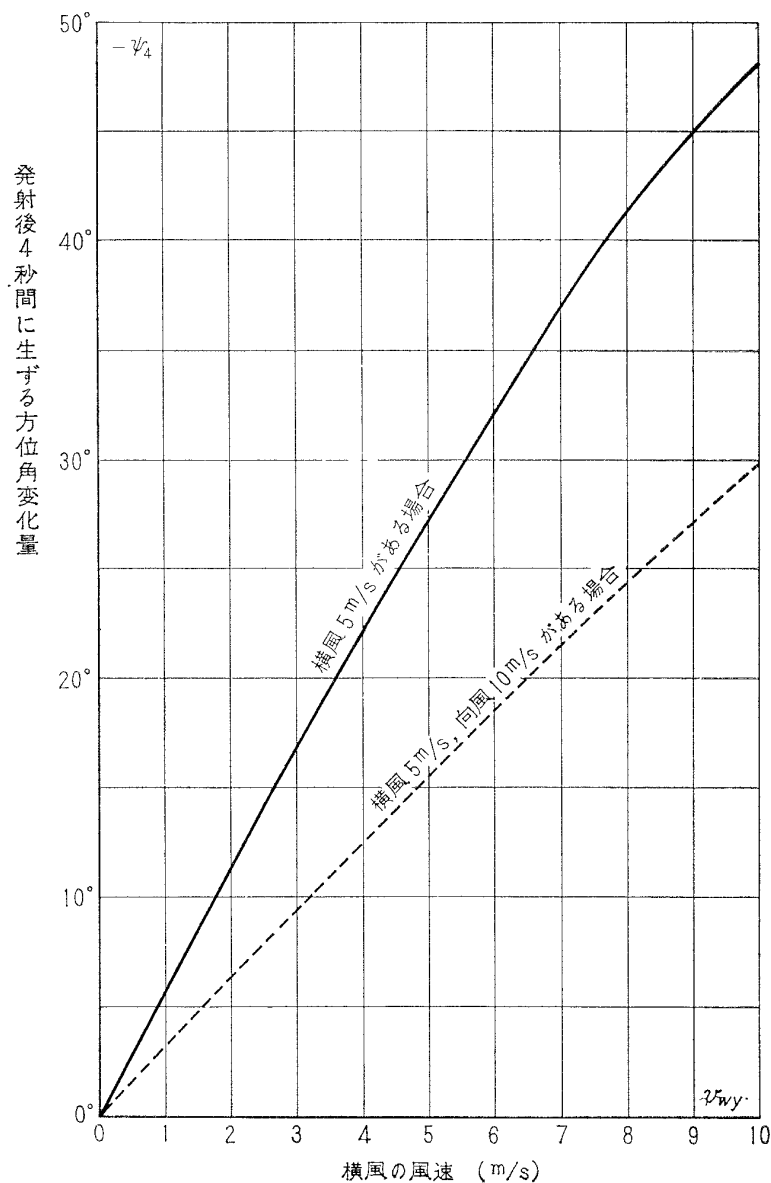


図5 風速と姿勢方位角変化量の関係

位角変化が起こる，という点である。たとえば風速 1.5 m/s といえば人体に感じられない程度の弱い風であるが，それでも ψ_4 は 8° 以上になる。またロケットの発射場に使われるような海岸では，5 m/s 程度の風は常時吹いていることを覚悟しなければならないが，この場合の ψ_4 は 27° になる。また仮に平均風速が 5 m/s であったとしても，たまたま発射の瞬間に 7 m/s ぐらいの風がくるということは十分起こりうる。この場合は ψ_4 は 37° になる。上空ではさらに強い風が吹いているのが普通であるから，最終的な飛しょう方位角のずれは，これよりもっと大きくなる可能性がある。

図5によれば，風速 5 m/s ぐらいまでの範囲では，風速と姿勢方位角変化量はほぼ比例している。5 m/s より大きい場合にはグラフが直線よりやや下向きにずれてきている。この非直線性のおもな原因は， ψ の値が大きくなったためであると考えられる。すなわち，本資料で「真横からの

風」というのは発射方向に対する真横であって、機体に対するものではない。したがって Ψ が 30° とか 40° になってしまえば、それ以後の風は機体に対してかなり斜方向からくることになり、風の影響は風速の割には増大しなくなる訳である。

図5の点線は、 $v_{wx} = -10 \text{ m/s}$ の場合の、 v_{wy} と Ψ_1 の関係を表わすものである。 v_{wx} を固定すると v_{wy} と Ψ_1 がほぼ比例することがわかる。この場合は Ψ が比較的小さいので、 $v_{wy} = 10 \text{ m/s}$ までの全区間でほとんど直線的関係になっている。

図6は横風が $2.5, 5, 10 \text{ m/s}$ の三つの場合の、 Ψ の時間的変化をグラフにしたものである。三つの曲線はほぼ比例しており、振幅による周期変化や波形の歪は、この程度の風速では全くみられない。

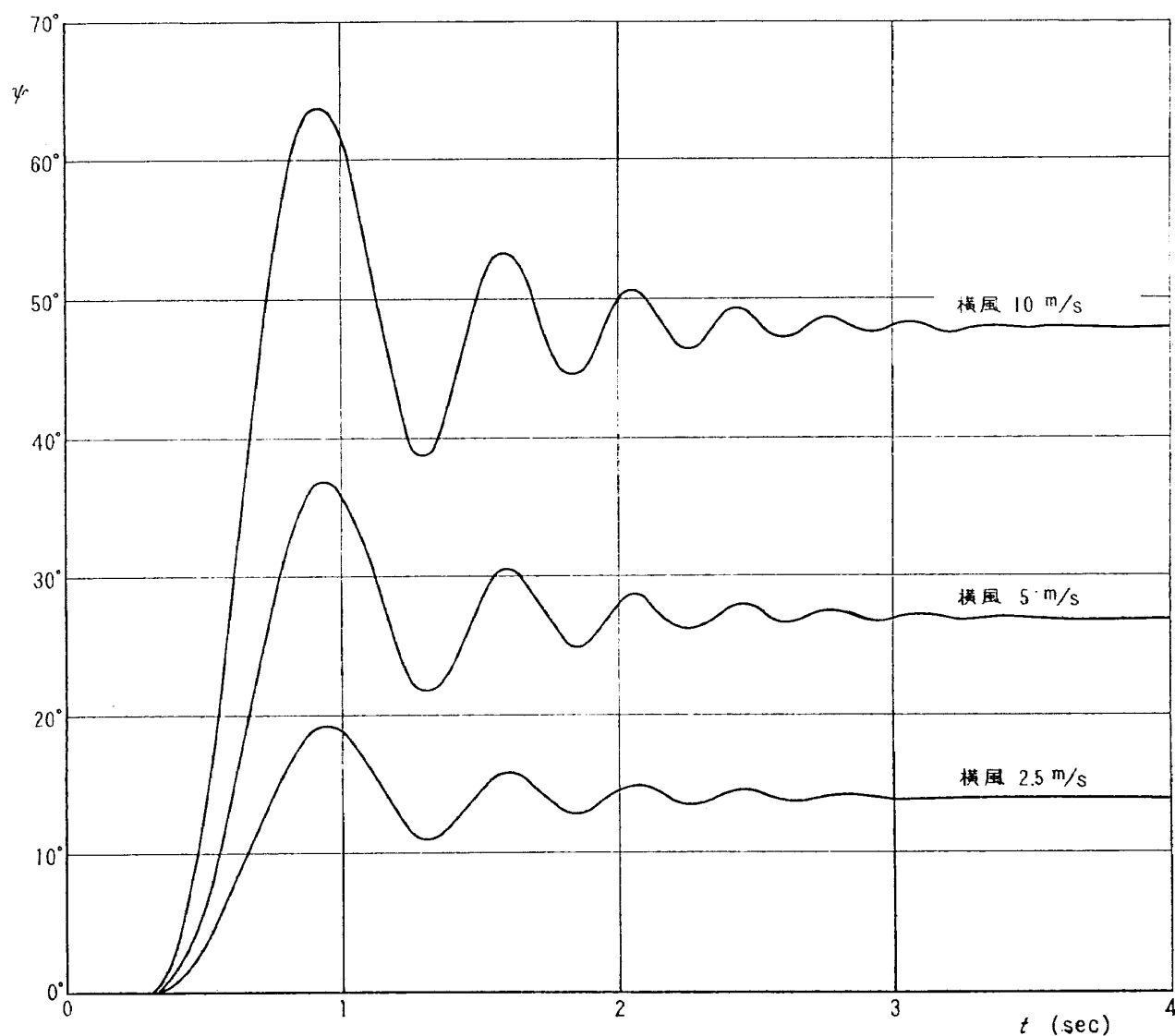


図6 横風 2.5 m/s , 5 m/s , 10 m/s を受けた場合の姿勢方位角の時間的変化

8. 発射上下角との関係

「4」に述べたロケットを有効長さ5mのランチャーを用いて発射する場合の発射上下角と姿勢方位角の変化割合の関係を図7に示す。これをみると、発射上下角 θ_0 の影響は誠に著しい。たとえば θ_0 を 80° から 70° に下げるだけで姿勢方位角変化を55%に減少させることができる。 60° にす

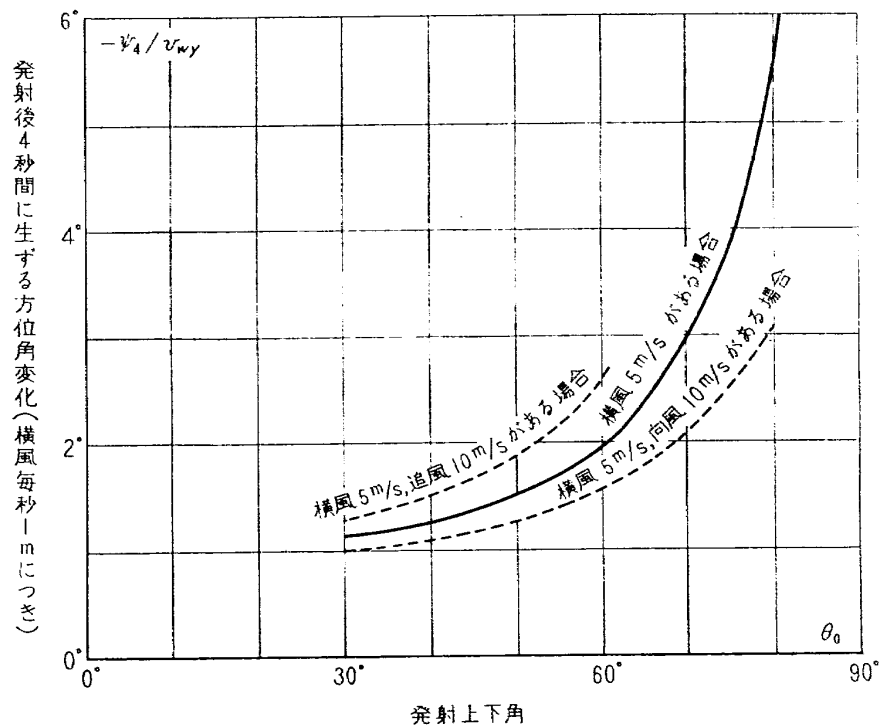
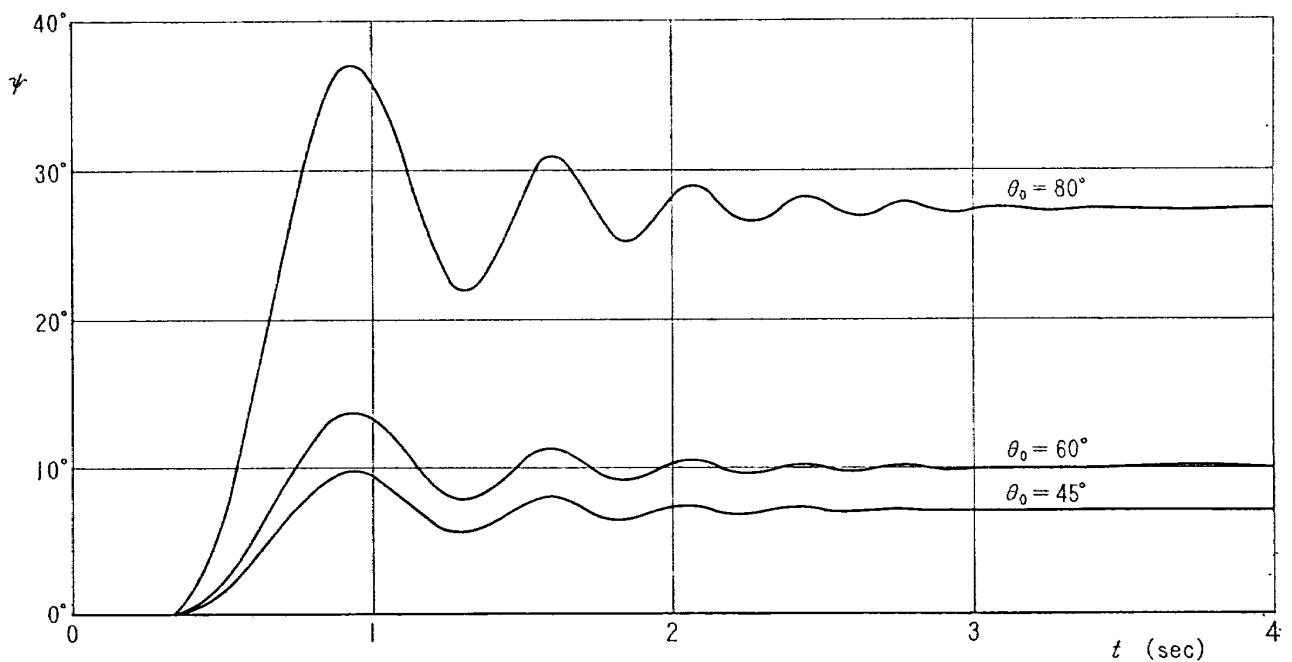


図7 発射上下角と姿勢方位角変化割合の関係

図8 発射上下角 45° , 60° , 80° の場合の姿勢方位角の時間的变化

れば 80° の場合の37%になる。また、 θ_0 が 60° 以下ならば 10 m/s の追風があっても姿勢方位角変化は $v_{wy} 1 \text{ m/s}$ につき約 3° であるから、 80° 発射で横風のみの場合よりはるかに小さい。このように、発射上下角を低くすることは横風の影響を減少させるために、きわめて効果的である。

$\theta_0 < 45^\circ$ の範囲では、 θ_0 を小さくしても $-\psi_4/v_{wy}$ はあまり小さくならない。したがってこれ以上 θ_0 を低くすることはあまり意味がない。しかし 45° と 60° ではかなりの差があり、ことに追風のある場合には約37%の差がみられる。

図8は $\theta_0 = 45^\circ, 60^\circ, 80^\circ$ の場合の ψ の時間的変化である (v_{wy} はいずれも 5 m/s)。三つの曲線はほぼ比例しており、 ψ_4 の値は最初の ψ のピーク値の約73%になっている。

9. 空力特性および慣性モーメントとの関係

「4」に述べたロケットの空力特性および慣性モーメントを変化させた場合（他の特性は変えない。発射条件は $\theta_0 = 80^\circ$, $l_L = 5 \text{ m}$ ）の姿勢方位角変化割合を図9に示す。横軸は本資料の標準モデル（NAL-16 相当）を1とした場合の

$$N(l_{CP} - l_{CG})/I$$

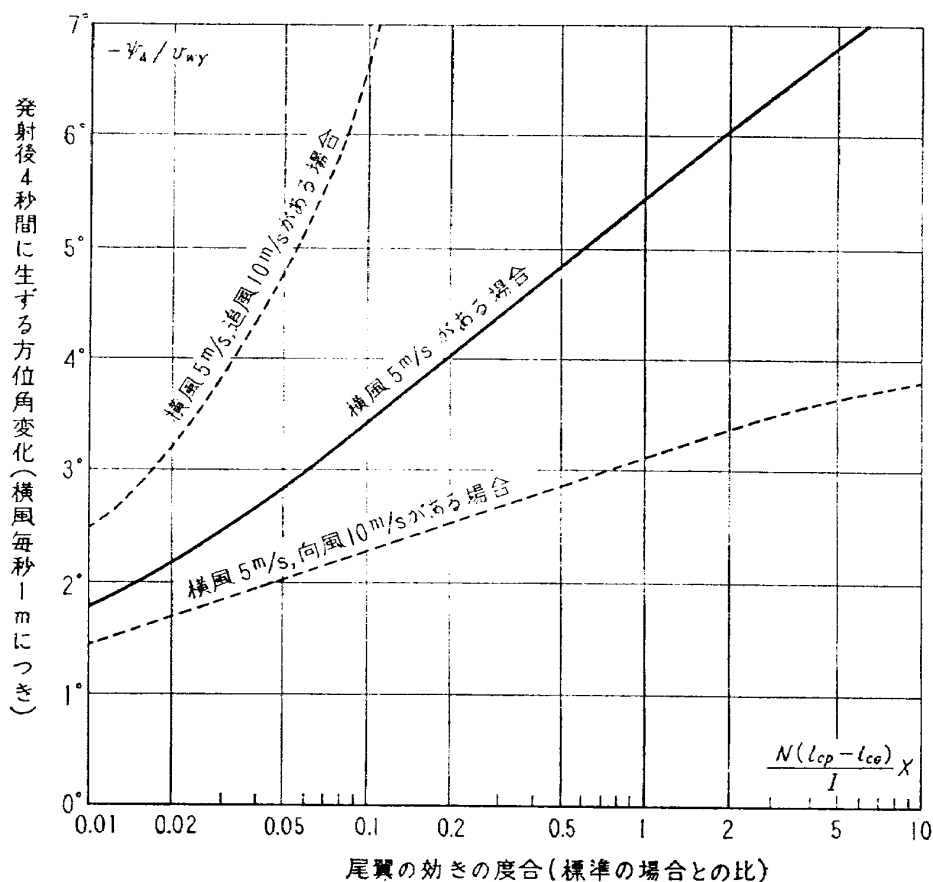


図9 空力特性と姿勢方位角変化割合との関係

の値（同じ迎え角に対するもの）の比である。たとえば空力中心が標準モデルより少し前方にあって $(l_{CP}-l_{CG})$ が標準の場合の80%であれば、この比は 0.8 である。また機体が少し重く、慣性モーメントが標準の場合の 1.2 倍ならば、この比は $1/1.2=0.83$ という訳である。前回の資料²⁾では

$$K_0 \equiv \left\{ \frac{S(l_{CP}-l_{CG})C_{Na}}{I} \right\}_{t=0}$$

というパラメータを用いたが、この K_0 の値の、標準モデルの場合の値 8.4 との比、と考えてもよい。たとえばカップ8型の場合には $K_0=0.5$ （前回の資料²⁾ 19ページ）であるから、比は

$$0.5 \div 8.4 = 0.06$$

である。図9で横軸の 0.06 のところのグラフを読むと、 $-\psi_4/v_{wy}=3^\circ(\text{m/s})^{-1}$ であるから、真横から 3 m/s の風を受けた場合は ψ_4 は 9° になると推測できる。

幾何学的に相似な機体を考えると、大きさが n 倍ならば K_0 の値は $1/n^2$ になる（前回の資料²⁾ 12ページ）。したがって、本資料の標準モデルの10倍の大きさのロケット、すなわち直径 1.6m、全長35m という程度のロケットの場合には $1/n^2$ は 0.01 となり、図9のグラフの左端の値が適用できることになる。

図9を検討すると、次の二つの結論が得られる。

- (i) 横風の影響はロケットの規模（大型ロケットであるか小型ロケットであるか）によって非常に異なる。
- (ii) しかし一つのロケットについて、その翼面積を少し変えたり重心位置を変えたりする程度では、あまり変化はない。

第一の結論は常識的に考えても予想できる結論であるが、図9はその定量的評価を与えている。先に例として述べたように、カップ8型の場合 ψ_4/v_{wy} は $3^\circ(\text{m/s})^{-1}$ で、NAL-16 の約半分である。また図9の点線で示した「追風 10 m/s のある場合」はさらに大きな差があり、NAL-16 の場合には真横より後方に向ってしまうのに対し、カップ8型ならば $\psi_4/v_{wy}=5.2^\circ(\text{m/s})^{-1}$ というような範囲におさまっている。このように、小型ロケットに対する風の影響は、それよりも上のクラスのロケットに対する影響よりもはるかに大きいのであるから、これらを同じ条件で発射することは適当ではなく、発射上下角、許容最大風速、危険水域の面積などの決定にしかるべき配慮がなされるべきである。

第二の結論は、特定の機体について空力特性を改善することにより風の影響をどの程度まで減少させることができるか、という問題に関連している。ロケットが風の影響を受けるのは主として尾翼があるためであるから、これをできるだけ小さくして風の影響を受けにくくすることを考える。このようにすれば C_{Na} は小さくなり同時に空力中心も前進するから K_0 の値は確かに小さくな

る。しかし超音速時の静安定マージンを持たせる関係上、尾翼面積をあまり小さくすることはできない。実際、NAL-16の尾翼はNAL-7の飛しょう実験をもとに、できる限り尾翼を縮小するように定めた設計になっているから¹⁾、頭部を重くして重心位置を前進させるなどの手段を講じたとしても、 K_0 の値を半分にするくらいが限度ではなかろうか。仮に1/5まで減らせたとしても Ψ_4/v_{wy} は減らない場合の77%である。この程度ならば苦心して尾翼を切りつめなくても、発射上下角を少し低くするだけで簡単に達せられる。たとえば θ_0 を 76° にすれば Ψ_4/v_{wy} は同程度に減少する。 θ_0 を 76° にすると到達高度が約4 km（すなわち約8%）低くなるが、この程度ならば特に実験の意義にさしつかえることもないであろう。したがって横風の影響を減少させるために尾翼を縮小することはあまり意味がないようである。

図10は $N(l_{cp}-l_{cg})/I$ の値が標準の場合の0.1倍、1倍、10倍のロケット（いいかえれば K_0 の値が0.84, 8.4, 84のロケット）を、 $\theta_0=80^\circ$ 、 $l_L=5$ m、横風5 m/sの条件で発射した場合の Ψ の時間的変化を示したものである。

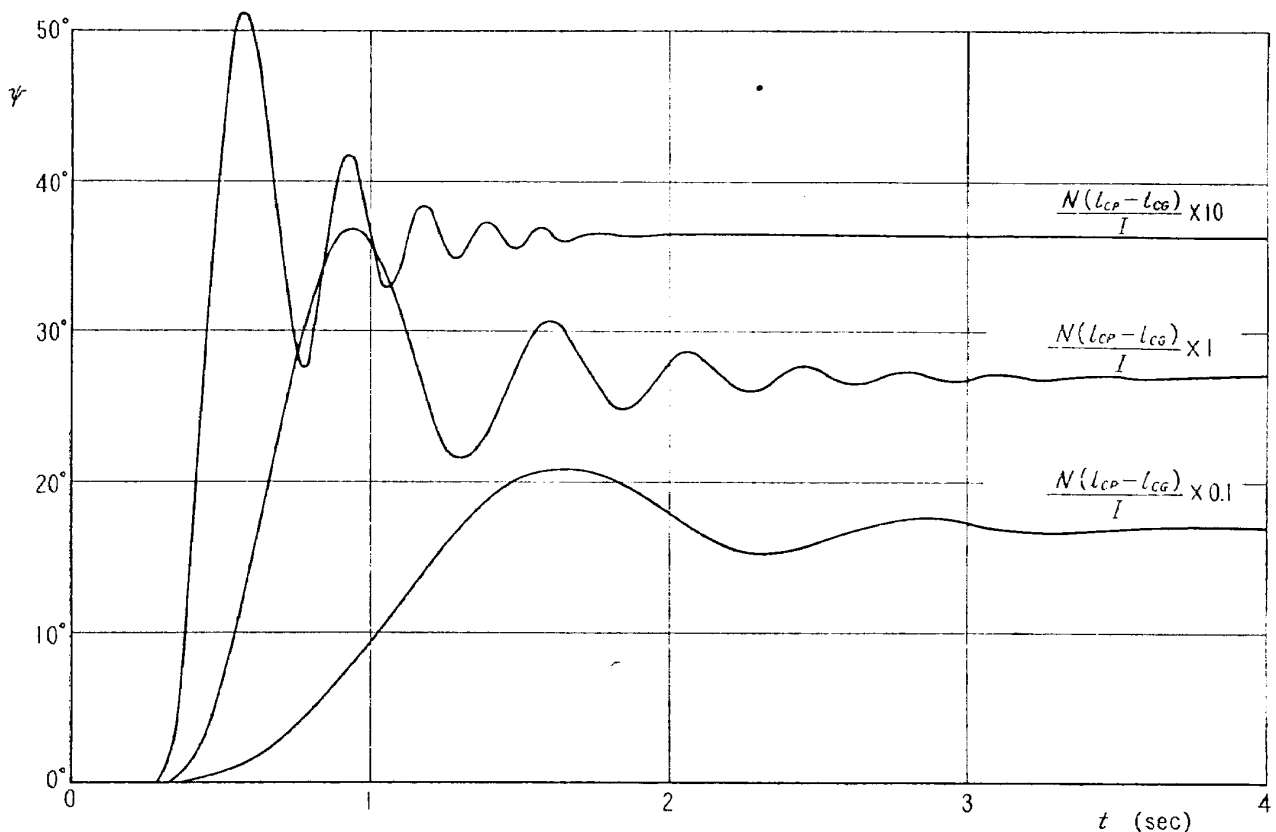


図10 空力特性の異なる3種類のロケットの姿勢方位角の時間的変化

10. 加速特性との関係

「4」に述べたロケットの加速特性のみを変化させた場合の、加速度と $-\Psi_4/v_{wy}$ の関係を図11

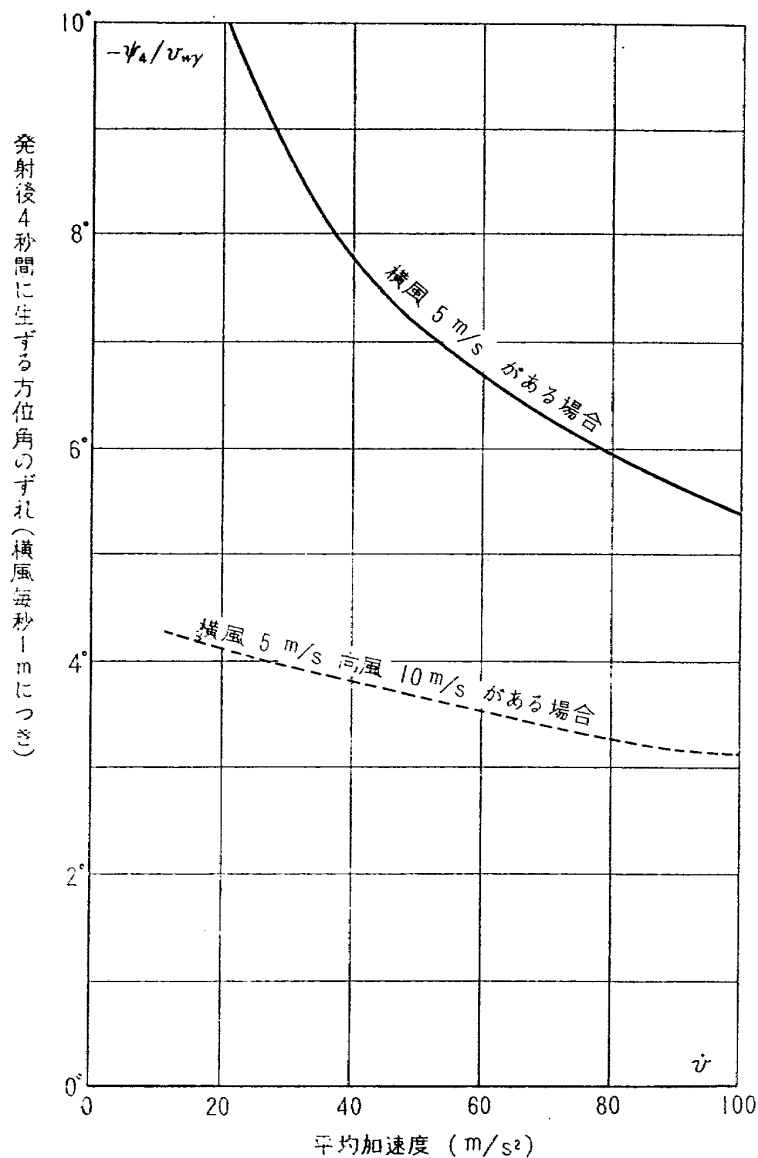


図11 加速特性と姿勢方位角変化割合の関係

に示す（発射条件は $\theta_0=80^\circ$, $l_L=5\text{m}$ ）。推力がほぼ一定で、かつ $\theta=90^\circ$ ならば、着火直後の加速度は

$$\left(\frac{T}{m_0}-1\right)g_0$$

で概算できるから、たとえば宇宙開発推進本部の SC ロケットの場合は

平均推力 480 kg （ブースター・フェイズ）

初期重量 64 kg

より着火直後の加速度は約 65m/s^2 、したがって図11より $-\psi_4/v_{wy}=6.5^\circ(\text{m/s})^{-1}$ と推定される。

図11の曲線は、加速度の小さいロケットは風の影響を受けやすい、という一般的傾向を示してい

るが、向風がある場合と向風がない場合との差が加速度の小さい場合ほど著しくなっている点に特に注目される。この理由は、加速度が小さければ横風と同時に向風の影響も受けやすいため、向風があると θ が小さくなって、機体が横に傾いても Ψ の値としてはあまり大きくならないからであると考えられる。

図12は平均加速度が 22 m/s^2 , 54 m/s^2 および 100 m/s^2 の場合の Ψ の時間的变化である。加速度が小さい場合、たとえば図の 22 m/s^2 の場合などは、4秒間では振動が完全には減衰せず、 $t=4$ における Ψ の値は最終的な飛しょう方位角には一致しない。このため図11では、このような場合、 $\Psi-t$ 曲線において $t=4$ に最も近い最後の山と谷の値を平均して、 Ψ_4 の代わりに用いている。

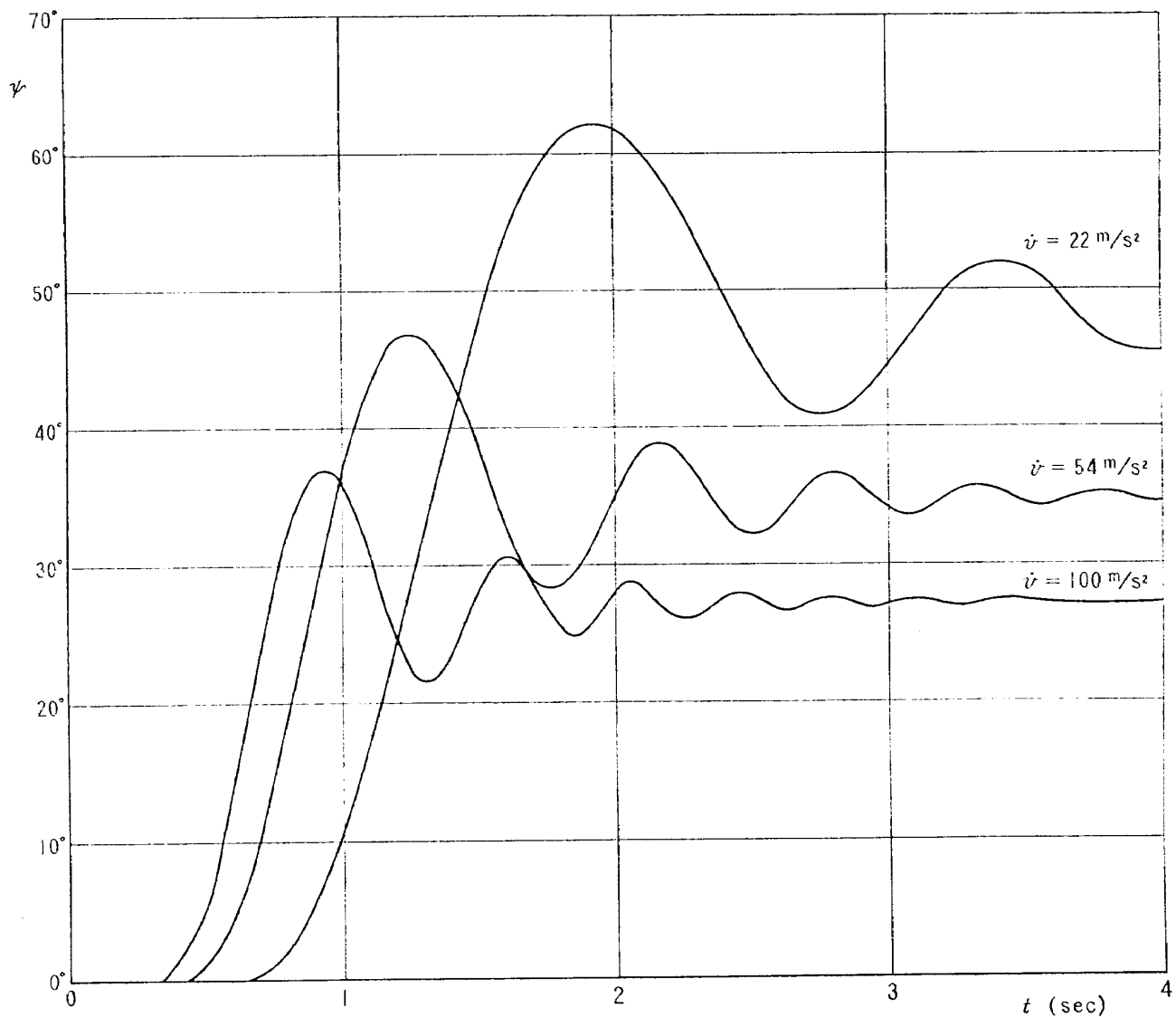


図12 加速度の異なる3種類のロケットの姿勢方位角の時間的变化（横風 5 m/s , 発射上下角 80° ）

11. ランチャーの長さとの関係

ランチャーの有効長さ l_L と姿勢方位角変化 ψ_4 との関係をみる場合、 l_L そのものに対して ψ_4 をプロットすると曲率の変化の激しい曲線になるが、 l_L の代わりにランチャー離脱時の速度 v_L を用いると、図13のようにほぼ直線的な比例関係になる。なお参考のために、 v_L に対応する l_L の目盛を添えておいた。

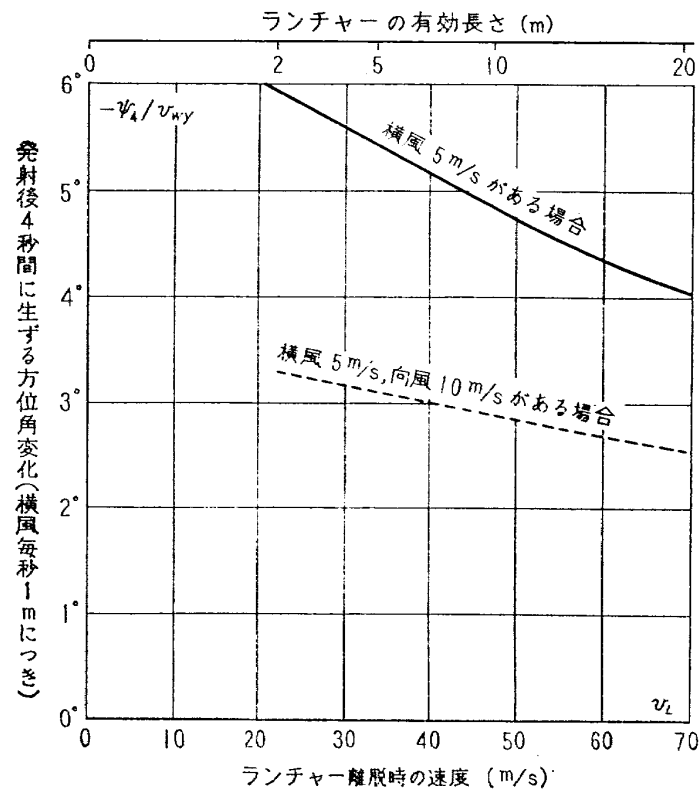


図13 ランチャー離脱速度と姿勢方位角変化割合の関係

ランチャーを長くすれば確かに ψ_4 は小さくなるが、有効長さ 20 m というような長大なランチャーを使用しても、 ψ_4 はその割には小さくならない。反対に l_L を 2 m にしても ψ_4 は 5 m の場合より 9% しか増大しない。したがって横風の影響を減らす目的で無理に長いランチャーを使用する必要はないようである。

図14は l_L を 2 m, 5 m, 10 m とした場合の姿勢方位角の時間的变化である。

12. 風向との関係

最後に風向との関係を表わす一つのグラフを参考までにあげておく (図15)。これは風速 5 m/s 一定とし、風向を変えて、どの方向からの風に対して ψ_4 が何度になるかを計算した結果である。

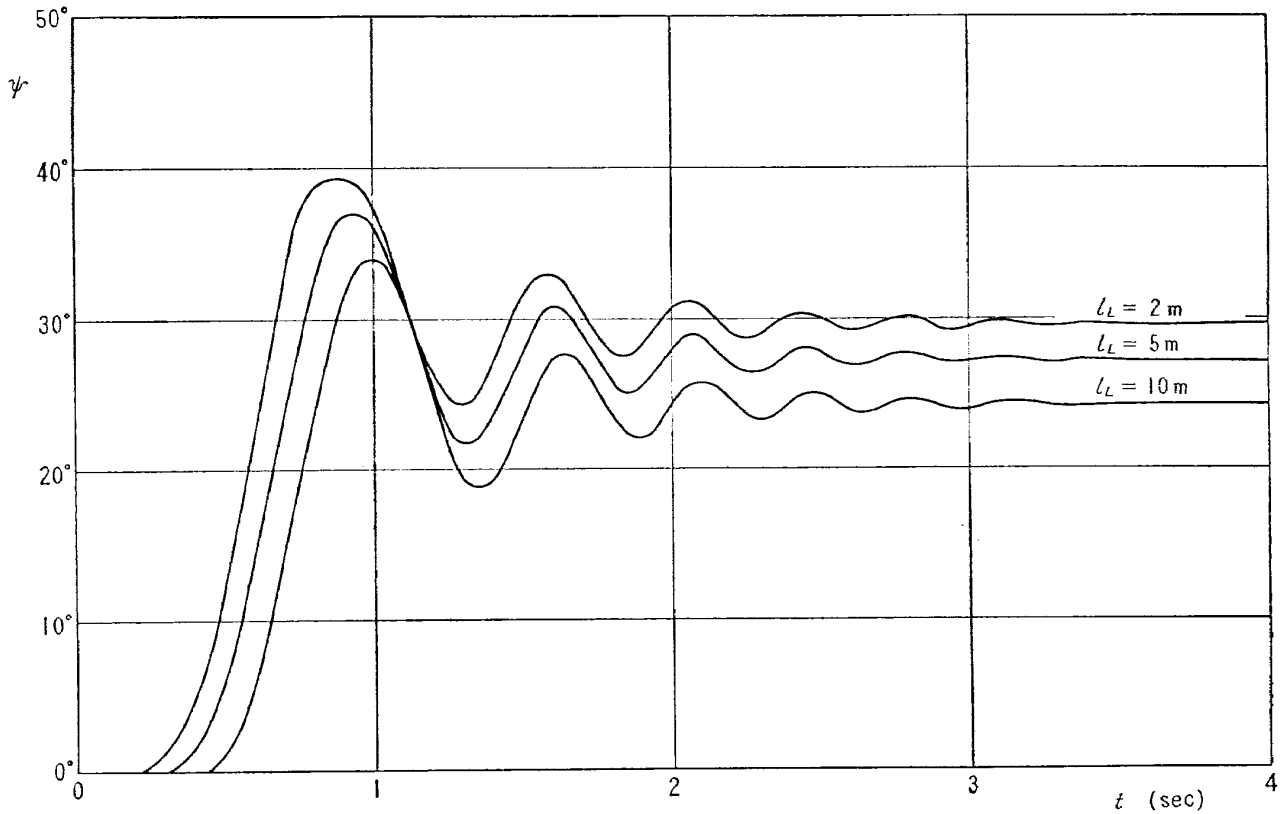


図14 ランチャー有効長さを 2m, 5m, 10mとした場合の姿勢方位角の時間的变化
(横風5m/s, 発射上下角80°)

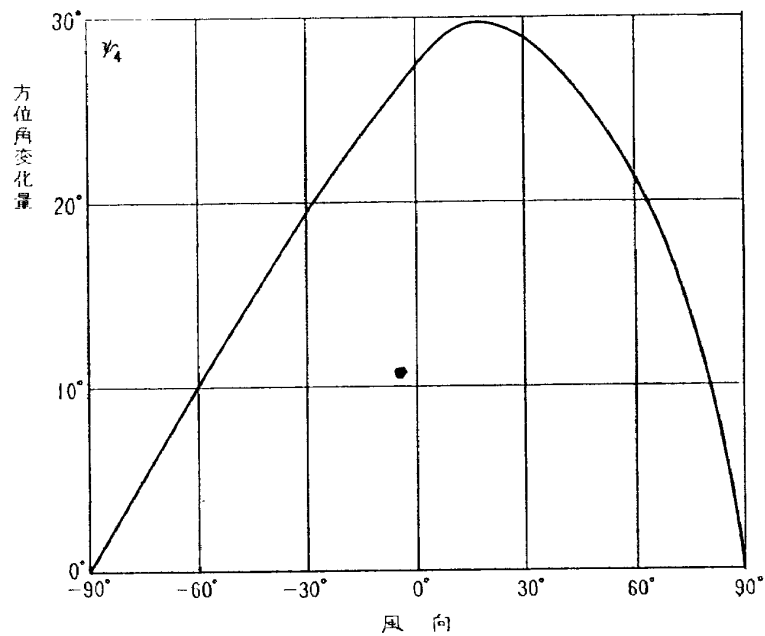


図15 風速 5m/s の場合の風向と方位角変化量の関係

横軸が風向を表わす角度で真横を 0°, 前方をマイナス, 後方をプラスとした。この図によれば, 真横より後方 15° からの風が, 姿勢方位角変化を最大にすることがわかる。また一般に後方からの風のほうが, 前方からの風よりも影響が大きい。

ただしこの図は一つの参考例であって、風向と姿勢方位角変化の関係が常にこのような形になる訳ではない。風向の影響は風速によって非常に差がある。すなわち、非常に弱い風の場合は真横からの風が Ψ に最も大きく影響するが、非常に強い風の場合には真後からの風が Ψ を最大にする ($\Psi=180^\circ$)。風速がこの中間ならば真横よりやや後寄りの場合に Ψ への影響が最大になり、 $v_w=5\text{ m/s}$ の場合は図15のように真横から 15° 後方がそのピークになるというぐあいである。発射上下角もこれに関係があり、 θ_0 が小さいならば向風でも追風でもあまり差がないが、 θ_0 が 80° ぐらいになると後方からの風に対して非常に敏感になる。また空力特性、加速特性、慣性モーメントなどによっても、この関係に大きな差ができる。

しかしいずれにしても、真横よりやや後方からの風は姿勢方位角に大きな影響を与えるから、このような風の強いときに小型ロケットを打上げる場合には十分慎重に行なう必要がある。

13. 簡易計算法

前章までのグラフは、いずれも「3」に述べた三次元運動方程式によって計算したものであるが、これは非常に計算時間がかかる。そこで、 Ψ があまり大きくならない場合には、以下に述べるような方法で概算するのが便利である。

いま、機軸の x_e 方向への傾きを θ_x 、 y_e 方向への傾きを θ_y とする。厳密に言えば、機軸の x_e-z_e 平面への射像を考え、それが x_e 軸となす角を θ_x とする。また機軸の y_e-z_e 平面への射像を考え、それが y_e 軸となす角を θ_y とする (図16)。 θ_x 、 θ_y と Ψ の関係は

$$\Psi = \tan^{-1} \frac{\tan \theta_x}{\tan \theta_y}$$

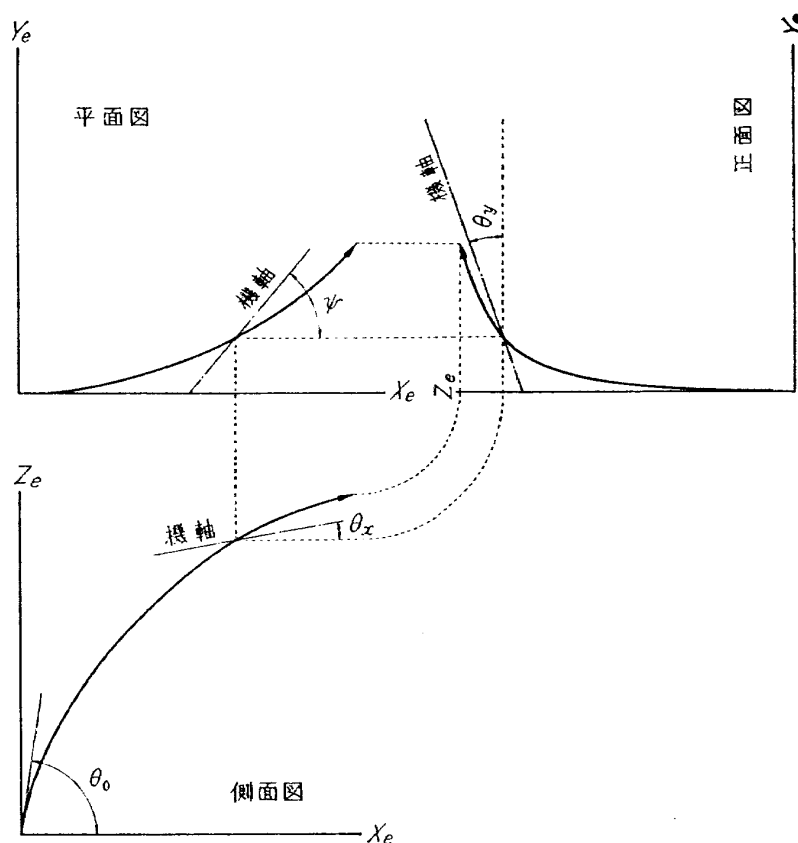
である (証明は付録1参照)。

ここで、 Ψ はあまり大きくならないとして、次の性質を仮定する。

- (i) θ_x は風速の x_e 成分 v_{wx} だけによって定まる。すなわち、追風向風成分だけによって定まり、横風には関係しないとする。
- (ii) θ_y は風速の y_e 成分 v_{wy} だけによって定まる。すなわち、追風向風成分には関係せず、横風の成分だけによって定まる。

このようにすると、 θ_x と θ_y は互に独立な二次元の平面内の現象として計算することができる。すなわち、 θ_x は普通の追風向風の方程式により、 θ_y は特にその発射上下角 $\theta_0=90^\circ$ の場合として計算すればよい。

前回の資料²⁾ を用いれば、この θ_x 、 θ_y はさらに簡単に概算することができる。同資料の結論を要約すれば、

図16 θ_x と θ_y の定義

- (i) 姿勢角変化量 $\Delta\theta$ は風速 v_w に比例する。この比例定数を影響係数と呼び C で表わす。
- (ii) C は $\theta_0=80\sim90^\circ$ の範囲ではほとんど差はない。
- (iii) $t=4$ における θ の値は

$$\theta_4 = \theta_0 + \Delta\theta_4(v_w=0) + C v_w$$

で求められる。ただし $\Delta\theta_4(v_w=0)$ は無風時の $\Delta\theta_4$ の値であり、前回の資料²⁾ のグラフから読み取ることができる。

これを今回の問題に適用すると

$$\begin{cases} \theta_{x4} = \theta_{x0} + \Delta\theta_{x4}(v_w=0) + C v_{wx} \\ \theta_{y4} = \theta_{y0} + \Delta\theta_{y4}(v_w=0) + C v_{wy} \end{cases}$$

ということになる。ただし諸変数の意味を与えてみると、上式の θ_{x0} は発射上下角 θ_0 に相当し、 θ_{y0} は 90° である。また $\theta_{y0}=90^\circ$ であるため、 $\Delta\theta_{y4}(v_w=0)$ は 0° である。したがって

$$\begin{cases} \theta_{x4} = \theta_0 + \Delta\theta_4(v_w=0) + C v_{wx} \\ \theta_{y4} = 90^\circ + C v_{wy} \end{cases}$$

式中 C 、 $\Delta\theta_4(v_w=0)$ の値は種々の発射条件に対して前回の資料²⁾ から求められるから、 v_{wx} 、 v_{wy} 、 θ_0 の値を与えれば θ_{x4} 、 θ_{y4} が求められ、これを用いて

$$\psi_4 = \tan^{-1} \frac{\tan \theta_{x4}}{\tan \theta_{y4}}$$

によって ψ_4 を計算すればよい。

(計算例) $\theta_0 = 80^\circ$, $v_{wx} = 0$, $v_{wy} = -5$ m/s の場合。

前回の資料²⁾ のグラフより, $\theta_0 = 80^\circ$ に対して

$$C = 1.2^\circ (\text{m/s})^{-1}$$

$$\Delta\theta_4(v_w = 0) = -2.5^\circ$$

これを先の式に入れると

$$\theta_{x4} = 80 - 2.5 + 1.2 \times 0 = 77.5^\circ$$

$$\theta_{y4} = 90 + 1.2 \times (-5) = 84^\circ$$

したがって

$$\psi_4 = \tan^{-1} \frac{\tan 77.5^\circ}{\tan 84^\circ} = 25.4^\circ$$

となる。これと同じ条件について「3」の方程式で計算した結果は $\psi_4 = 27.2^\circ$ であるから誤差は約7%で、まあ比較的良好に合っているといってもよいであろう。

14. 結 論

- (1) NAL-16 クラスのロケットの飛しょう方位角に及ぼす横風の影響は、かなり大きい。(30° ぐらいのずれが起こりうる。)
- (2) 発射上下角を低くすれば、この影響を著しく減少させることができる。
- (3) 同一機種で空力特性を少々変えても、横風の影響を大幅に減少させることは困難である。
- (4) 中型ロケットと小型ロケットでは横風の影響が相当異なる。
- (5) 加速度の小さいロケットは横風の影響を受けやすいので注意を要する。
- (6) ランチャーを長くしても、横風の影響の減少のためにはあまり効果がない。
- (7) 真横よりもやや後方からの風が最も影響が大きい。

文 献

- 1) 谷 喬：航技研ロケットの空力性能，航技研第3回公開研究発表会前刷（昭和40）
- 2) 戸川隼人，石黒登美子：地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化，航技研資料 TM-72(昭和40)

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平木 一, 清水福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋口一雄, 戸川隼人之雄 三好甫, 高橋利之 能美力, 板垣芳雄 島海良三, 佐藤保子
TM- 4	18cm×20cm 超音速風洞について	1962年 5 月	長洲秀夫, 伝田幸雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	細川 巖
TM- 6	18cm×18cm 遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	橋本 登, 井上政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	竹内和之, 山根皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究	1962年 9 月	池田為治, 坂元思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹中幸彦, 小川 鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中井暎一, 小原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中井暎一, 小原 英 鳥海良三, 安藤泰勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中井暎一, 橋爪 宏 高木俊朗, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察	1963年 6 月	鳥崎忠雄, 松木正勝 山中竜夫, 藤井昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小野幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高木廣治, 谷 喬 斎藤秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	竹内和之, 飯田宗四郎 北谷虔勇, 中井治夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋爪 宏, 中井暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘利 榊原盛三, 外立政隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	中井暎一, 橋爪 宏 安藤泰勝, 高木俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	小橋安次郎, 宮沢政文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河崎俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛田健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎並敬之, 山本稀義

TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年 5 月	長 洲 秀 夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛 利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年 6 月	高 木 廣 治, 齋 藤 秀 夫 石 原 久 蔵
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年 7 月	石 井 孝 雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹 内 和 之, 川 島 矩 郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田 畑 淨 治, 大 坪 孔 治 滝 沢 実
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古 関 昌 次, 田 寺 木 一 泉 日出夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	大 塚 貞 吉, 鈴 木 邦 男 松 本 宏, 石 井 浅 五 郎 広 木 強, 山 中 国 雅
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	竹 内 和 之, 藤 枝 郭 俊
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年 1 月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1965年 2 月	平 木 一, 橋 本 登 崇 林 二 識, 吉 永 山 口 富 夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2 月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一 照 井 祐 之, 鎌 田 幸 男
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年 5 月	中 井 暎 一, 塙 武 敏 泉 日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 5 月	谷 原 喬, 高 島 一 明 原 亘 利, 近 藤 洋 史
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年 5 月	板 垣 芳 雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年 5 月	武 藤 洋 治 郎, 池 田 為 治 坂 元 思 無 邪, 光 山 敏 雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年 5 月	河 崎 俊 夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年 7 月	石 田 誠, 河 野 哲 雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年 7 月	曾 我 国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年 8 月	齋 藤 秀 夫, 木 村 友 昭
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (I)	1965年 9 月	近 藤 博, 増 田 惣 平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年 9 月	原 亘 利, 高 島 一 明 関 根 英 夫, 中 正 夫 戸 川 保 子
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年 9 月	広 末 健 一, 矢 沢 健 司 塚 野 雄 吉, 田 村 征 一 佐 野 四 郎, 能 村 実 別 府 信 宏
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	江 川 幸 一
TM-63	2024-T-3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	飯 田 宗 四 郎
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪 光 山 敏 雄

TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤隆, 堀内正司 中村浩子
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	機体第一部, 計測部 原動機部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	牛田健二, 清水福寿 吉永崇
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	小川鉦一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	堀川勇壮, 森幹彦 中野佳直
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	新田慶治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	植崎哲二
TM-81	吹出式超音速風洞の超動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 柳原盛三 宗美均
TM-82	ピトー管による境界層速度分布の測定について	1966年4月	長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年4月	近藤博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能村実
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	小野幸一
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験(I)	1966年9月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井忠彦, 泉日出夫

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料90号

昭和41年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-10
