技術ノート TECHNICAL NOTES

超音速飛行における機外搭載品の抵抗*

Drag of External Stores in Supersonic Flight

三 浦 安 帆**
Yasuo MIURA

Abstract

Drag of external stores installed on a supersonic aircraft deteriorates the performance like maximum speed, acceleration, endurance. Drop-tanks, pods, wing pylons belong to such stores. The drag coefficients of these stores are essential to estimate the performances, however, comparably difficult to acquire in supersonic region. When supersonic wind tunnel is not available, the coefficients can be derived through flight tests.

The proposed method depends on a comparison of supersonic acceleration flights between the clean and the externally installed configurations. The test aircraft is flown successively in that different configurations.

For each acceleration, flying altitude, starting speed of 0.9 Mach and initial aircraft weight are kept equal. Also the maximum engine power setting of after-burner is kept same all through the accelerations. Each acceleration range from 0.9 to 2.0 Mach is divided commonly into a number of small speed class. At each class, flight Mach number, time and fuel quantity representing aircraft weight or mass are recorded by the pilot.

For each class, based on equation of motion of the aircraft, the drag of the stores is calculated from the difference of the products between the two configurations, the product being the aircraft mass multiplied by the acceleration rate. Then the drag coefficient is derived as usual and plotted for the supersonic range.

As an example, drag coefficient for a wing pylon was derived from flight tests as 0.04 to 0.02 for the supersonic range regarding to its side area, and compared with the coefficient from wave and friction drag theory. Due to unfavorable flight conditions and lack of experience, the dispersions of the derived coefficients from the theory were not small.

By improving measuring technique and choos-

ing flight condition carefully, this method may bring more accurate drag data and may be suitable when the flight test is feasible with other missions.

1. ま え が き

超音速機の機外に取付けられた燃料タンク、パイロン、ポッドなどの共通規格搭載品の空気抵抗は、固有の機体抵抗に比して付加的なものであるが、その割合は無視し得ず、最大速度や加速、上昇、航続性能などを実質的に低下させる。各飛行マッハ数におけるこれらの搭載品の抵抗係数が知られているならば、性能推定や設計に有用である。

超音速域での機外搭載品の抵抗係数が不明でしかも風洞実験が容易に行えないとき、飛行実験からこの抵抗係数を求めることができる。すなわち機外搭載品を取付けた形態と原形態とにおいて、高高度超音速加速飛行を行い、その飛行データから搭載品抵抗係数を算出する。本報告ではこの原理を述べ、一例としてある超音速機の主翼左右下面に取付けられたパイロンにつき、抵抗係数を飛行データから算出し、空気力学的に検討した。

このパイロンは、前後を整形した対称断面をもつ厚い平板であって、側面はほぼ台形をなしており、主翼下面に垂直に飛行方向に取付けられる。落下タンク、ポッドなどを下部に懸吊するのに使用され、配線、配管、電磁フックなどを内部に収める。第1図にこれを示す。

2. 抵抗測定の方法

同一高度、同一大気状態において、同一重量の同一航空機により、同一最大エンジン出力を使用し、機外搭載品を取付けた付加形態と原形態との二種の形態に対して、同一開始速度からの水平超音速加速飛行を繰返し、飛行マッハ数、時間、燃料残量すなわち飛行重量を計測し、付加品による加速性能の低下を解析して、機外搭載品抵抗係数を算出する。原形態および付

* 昭和48年8月11日原稿受理

** 東京都立工科短期大学

パイロン実物の概略の形状

理論計算に用いた形状

第1図 ウイングパイロン付加形態

加形態における水平加速飛行の運動の方程式はそれぞれ次のようになる。

$$\frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = T - D \quad (1)$$

$$\frac{W_p}{g} \cdot \left(\frac{dV}{dt} \right)_p = T - (D + D_p) \quad (2)$$

ただし

W = 飛行重量、運用重量 (ログ・ブック記載の自重、内部装備品、乗員、有償重量の計) と燃料残重量 (燃料計の指示量) の合計。 p = 付加形態を示す添字。 W_p = 付加品を加えた飛行重量。燃料残重量を増減調節して W に近い値をとることができる。

V = 飛行速度。マッハ数で 0.9 からおよそ 2.0 にわたる。

T = エンジン推力。35,000ft 以上の一定高度では気圧気温が一定となり、アフター・バーナーを使用する最大出力にセットすれば、同一飛行速度に対して同一推力が得られるものと見なされる。

D = 原形態の機体抵抗。 $W \cong W_p$ のときは主翼迎角は両形態においてほぼ等しいから、両形態の機体抵抗はほぼ等しい。 D_p = 付加機外装備品の

抵抗。

(1) から (2) を減ずると機外装備品抵抗は両形態の差から

$$\begin{aligned} D_p &= \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} - \frac{W_p}{g} \cdot \left(\frac{dV}{dt} \right)_p \\ &= \frac{a}{g} \left\{ W \frac{dM}{dt} - W_p \left(\frac{dM}{dt} \right)_p \right\} \end{aligned} \quad (3)$$

空気動圧は状態式 $\gamma = P/(RT_0)$ 、音速式 $a^2 = \kappa g R T_0$ から

$$q = \frac{\gamma}{2g} V^2 = \frac{\gamma}{2g} \cdot a^2 M^2 = \frac{\kappa P M^2}{2} \quad (4)$$

ただし

q = 動圧。

P = 大気圧。

γ = 空気の比重量。

R = 空気のガス常数。

a = 音速。

T_0 = 大気温度。

M = 飛行マッハ数。

κ = 空気の比熱比。

(3) と (4) から主翼面積を基準とする付加品抵抗係数は

$$C_{D_p} = \frac{D_p}{qS} = \frac{2a}{g\kappa SP} \cdot \frac{1}{M^2} \cdot \left\{ W \frac{dM}{dt} - W_p \left(\frac{dM}{dt} \right)_p \right\} \quad (5)$$

ここに

C_{D_p} = 主翼面積基準の機外付加品の抵抗係数。

S = 主翼面積。

また機外付加品固有の基準面積に関する抵抗係数は次の関係から求められる。

$$C_{D_{pn}} = \frac{C_{D_p} \cdot S}{1 + \beta \cdot S_n} \quad (6)$$

ただし

$C_{D_{pn}}$ = 気流に平行な側面積や、気流に直角な断面積のような、付加品固有の基準面積に関する付加機外搭載品の抵抗係数。

S_n = 付加品固有の基準面積。

β = 付加品の主翼または胴体との間の干渉係数。

飛行は次のとおり行う。大気状態の安定している 35,000 ft 以上の一定高度で、0.9 M の水平等速飛行から、エンジンを最大推力にして一定に維持して、加速飛行に入る。この時刻を起点としほぼ最大速度まで直線水平加速する。0.9 M からおよそ 2M までの範囲をいくつかの小速度区間に分割し、各区間を通過するたびに、飛行マッハ数、経過時間、燃料残重量すなわち飛行重量を計測する。これを同一高度同一航空機で二種の形態ごとに繰返す。加速開始飛行重量は極力同等にする。また高層大気状態の差が少ないことが望ましい。いま小速度区間のマッハ数を二形態のフライトについて共通に分割し、計測し比較すると、(5)、(6) よりそれぞれの速度区間について

$$C_{Dpm} = \frac{2a}{g\kappa SP} \cdot \frac{1}{M_m^2} \cdot \left(W_m \cdot \frac{\Delta M}{\Delta t} - W_{pm} \cdot \frac{\Delta M}{\Delta t_p} \right) \\ = \left(\frac{2a}{g\kappa SP} \cdot \frac{\Delta M}{M_m^2} \right) \cdot \left(\frac{W_m}{\Delta t} - \frac{W_{pm}}{\Delta t_p} \right) \quad (7)$$

$$C_{Dpm} = \frac{C_{Dpm} \cdot S}{1 + \beta \cdot S_\pi} \quad (8)$$

ここに m はある速度区間の平均値を示す添字である。

C_{Dpm} = ある速度区間の平均付加品抵抗係数。

M_m = ある速度区間を代表する平均マッハ数。

W_m = ある速度区間の原形態における平均飛行重量。

ΔM = ある速度区間のマッハ数の幅。

Δt = ある速度区間を原形態で飛行する所要時間。

W_{pm} = ある速度区間の付加形態における平均飛行重量。

Δt_p = ある速度区間を付加形態で飛行する所要時間。

C_{Dpm} = ある速度区間の付加品固有面積基準の平均付加品抵抗係数。

(7) の最終式の左括弧内は機種、大気状態、速度区間につき常数であり、右括弧内は計測できるので、各マッハ数に対して機外搭載品の抵抗係数を定めてプロットすることができる。

3. 飛行実験

第1図はウィング・パイロンを装備した付加形態である。ウィング・パイロンを取外せば原形態となる。また実験に使用したパイロンの輪廓を示す。第1表に飛行試験の全般を示す。

高度 35,000 ft として $a=973$ ft/s, $P=498$ lb/ft², $g=32.19$ ft/s², $\kappa=1.4$, $S=196.1$ ft² を用いる。パイロンは左右2個あるので、ある速度区間における、パ

第1表 フライトの全般

フライト	月 日	形 態	加 速 開 始 重 量 (運用重量+燃料重量)	高 度	気 温
A	1966年 2月X日午後	原 形 態	20,860 lb (14,560+6,300)	35,000 ft	-55°C
B	同 上	付 加 形 態	21,080 (14,830+6,250)	同 上	-55
C	1966年 6月Y+1日午後	原 形 態	19,000 (14,560+4,440)	同 上	-52
D	1966年 6月Y日午後	付 加 形 態	19,000 (14,830+4,170)	同 上	-48
E	同 上	同 上	21,000 (14,830+6,170)	同 上	-48

第2表 フライト計測値

フ ラ イ ト 速 度	A		B		C		D		E	
	t	W	t_p	W_p	t	W	t_p	W_p	t_p	W_p
0.9M	0s	20,860lb	0s	21,080lb	0s	19,000lb	0s	19,000lb	0s	21,000lb
1.1	61	20,660	72	20,730	51	18,850	56	18,750	74	20,630
1.2	105	20,460	130	20,430	90	18,650	111	18,500	145	20,380
1.3	147	20,210	184	20,130	123	18,470	159	18,280	197	20,130
1.4	182	19,960	223	19,930	158	18,260	202	18,050	247	19,880
1.5	213	19,760	258	19,680	188	18,070	242	17,800	289	19,630
1.6	238	19,560	287	19,480	209	17,950	269	17,600	316	19,430
1.7	258	19,410	309	19,330	232	17,750	300	17,400	349	19,130
1.8	281	19,260	334	19,130	255	17,600	—	—	381	18,930
1.85	297	19,160	356	18,980	269	17,500	—	—	405	18,730
1.9	310	19,010	—	—	288	17,350	—	—	441	18,580

第3表 W_m/dt , W_{pm}/dt_p の計算値

速度 区間	フ ラ イト	A			B			C			D			E		
		dt	W_m	$\frac{W_m}{dt}$ ①	dt_p	W_{pm}	$\frac{W_{pm}}{dt_p}$ ②	dt	W_m	$\frac{W_m}{dt}$ ③	dt_p	W_{pm}	$\frac{W_{pm}}{dt_p}$ ④	dt_p	W_{pm}	$\frac{W_{pm}}{dt_p}$ ⑤
0.9~1.1	M	61 ^s	20,760 ^{lb}	340	72 ^s	20,905 ^{lb}	290	51 ^s	18,925 ^{lb}	371	56 ^s	18,875 ^{lb}	337	74 ^s	20,815 ^{lb}	89
1.1~1.2		44	20,560	467	58	20,580	355	39	18,750	481	55	18,625	339	71	20,505	192
1.2~1.3		42	20,335	484	54	20,280	376	33	18,560	563	48	18,390	383	52	20,255	173
1.3~1.4		35	20,085	574	39	20,030	513	35	18,365	524	43	18,165	422	50	20,005	124
1.4~1.5		31	19,860	642	35	19,805	566	30	18,165	606	40	17,925	448	42	19,755	136
1.5~1.6		25	19,660	787	29	19,580	675	21	18,010	858	27	17,700	656	27	19,530	134
1.6~1.7		20	19,485	973	22	19,405	883	23	17,850	777	31	17,500	565	33	19,280	193
1.7~1.8		23	19,335	840	25	19,230	769	23	17,675	768	—	—	—	32	19,030	173
1.8~1.85		16	19,210	1200	22	19,055	866	14	17,550	1253	—	—	—	24	18,830	468
1.85~1.9		13	19,085	1463	—	—	—	19	17,425	918	—	—	—	36	18,705	398

第4表 飛行計測による CD_{pm} , $CD_{p\pi m}$ の計算値

速度 区間	区 間 幅 ΔM	区 間 平 均 速 度 M_m	$4.42 \times 10^{-4} \times \Delta M / M_m^2$ ⑦	フライト (A~B)			フライト (C~D)			フライト (C~E)		
				$(W_m/dt - W_{pm}/dt_p)/2$ ②	CD_{pm} ③ $\times (A - B)/2$	$CD_{p\pi m}$ ④ $20.28 \times CD_{pm}$	$(W_m/dt - W_{pm}/dt_p)/2$ ⑤ $(C - D)/2$	CD_{pm} ⑥ $\times (C - D)/2$	$CD_{p\pi m}$ ⑦ $20.28 \times CD_{pm}$	$(W_m/dt - W_{pm}/dt_p)/2$ ⑧ $(C - E)/2$	CD_{pm} ⑨ $\times (C - E)/2$	$CD_{p\pi m}$ ⑩ $20.28 \times CD_{pm}$
0.9~1.1	0.2	1.00	8.840×10^{-5}	25.°	2.210×10^{-3}	4.481×10^{-2}	17.°	1.540×10^{-3}	3.122×10^{-2}	44.°	3.930×10^{-3}	7.969×10^{-2}
1.1~1.2	0.1	1.15	3.342	56.°	1.875	3.802	71.°	2.375	4.816	96.°	3.210	6.509
1.2~1.3	0.1	1.25	2.828	54.°	1.535	3.112	90.°	2.545	5.161	86.°	2.450	4.968
1.3~1.4	0.1	1.35	2.425	30.°	0.740	1.500	51.°	1.235	2.504	62.°	1.505	3.052
1.4~1.5	0.1	1.45	2.102	38.°	0.795	1.612	79.°	1.655	3.356	68.°	1.425	2.889
1.5~1.6	0.1	1.55	1.839	56.°	1.030	2.088	101.°	1.865	3.782	67.°	1.230	2.494
1.6~1.7	0.1	1.65	1.623	45.°	0.730	1.480	106.°	1.720	3.488	96.°	1.565	3.173
1.7~1.8	0.1	1.75	1.443	35.°	0.515	1.044	—	—	—	86.°	1.255	2.545
1.8~1.85	0.05	1.825	0.664	167.°	1.105	2.240	—	—	—	234.°	1.550	3.143
1.85~1.9	0.05	1.875	0.629	—	—	—	—	—	—	199.°	1.255	2.545

第2図 マッハ数に対するパイロン1個あたり抵抗係数

パイロン1個あたりの主翼面積基準平均抵抗係数は、(7)より次のようになる。

$$C_{Dpm} = \left(4.42 \times 10^{-4} \times \frac{AM}{M^2} \right) \cdot \left(\frac{W_m}{At} - \frac{W_{pm}}{At_p} \right) / 2 \quad (9)$$

パイロンは便宜上等積の長方形に置換えた。気流方向長さ $l = 5.91$ ft, 高さ $h = 1.64$ ft より側面積 $S_x = lh = 9.67$ ft² となる。(8)より $\beta \approx 0$ として、パイロン1個あたりのパイロン側面積基準の、ある速度区間における平均抵抗係数は

$$C_{Dpm} = \frac{S}{S_x} \cdot C_{Dpm} = 20.28 C_{Dpm} \quad (10)$$

第2表は飛行計測値である。

加速性能の比較可能な飛行の組合せとして、フライトAとB, CとD, CとEの計測値を組とし、これらの組からパイロン1個の抵抗係数を求めた。

第3表, 第4表は(9), (10)にもとづく計算の過程と結果の抵抗係数を示す。

第2図にはこの飛行計測から得た抵抗係数と、次項の理論推定抵抗係数とをマッハ数に対して記入してある。

4. 理論抵抗係数の推定

パイロンは、アスペクト比が1より非常に小さい矩形の翼が、一端を主翼に直角に接続して気流方向に取付けられたものと見なされ、パイロン側面積はその矩形翼の翼面積となっている。飛行計測より得た C_{Dpm} に対応するパイロン側面積基準の抵抗係数を推定する。

亜音速域のパイロン抵抗は気流に対し迎角をもたないので、摩擦抵抗と形状圧力抵抗からなる厚翼の最小抵抗に相当すると考えて、高度 35,000 ft で次式¹⁾で与えられる。

$$C_{Dth} = 2C_f \{ 1 + 2(t/l) + 60(t/l)^4 \} = 2.144C_f \quad (11)$$

$$C_f = 0.455(\log_{10} R_e)^{-2.55} - 1700/R_e \quad (12)$$

$$R_e = l a M / \nu = 1.419 \times 10^7 \times M \quad (35,000 \text{ ft}) \quad (13)$$

ここに

C_{Dth} = 亜音速域での迎角零の翼形最小抵抗係数。

C_f = 平板の片側表面積に関する Prandtl の遷移した境界層の摩擦係数。 t = 翼厚 = 0.213 ft, t/l = 翼厚比 = 0.036。

R_e = 翼弦長気流方向長さ l に関するレイノルズ数。

ν = 動粘性係数 = 4.053×10^{-4} ft²/s (35,000 ft)。

超音速域では、三次元矩形翼の抵抗は線型理論から、翼形状による造波抵抗と揚力から誘導される抵抗と摩擦抵抗との和と考えられ、次式²⁾で与えられる。

$$C_{Dth} = \frac{K\tau^2}{B} \cdot \phi(RB) + \frac{4\alpha^2}{B} \cdot \frac{C_N}{C_{Nm}} + 2C_f \quad (14)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} RB &\geq 1; \phi(RB) = 1, \\ C_N/C_{Nm} &= 1 - (1 - 2A'C_2/C_1)/(2RB) \\ RB &< 1; \phi(RB) < 1, \\ C_N/C_{Nm} &= RB(1 + 2A'C_2/C_1)/2 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= 2/\sqrt{M^2 - 1}, \\ C_2 &= \{ \kappa M^4 + (M^2 - 2)^2 \} / \{ 2(M^2 - 1)^2 \} \\ B &= \sqrt{M^2 - 1}, \tau = t/l, R = h/l, \\ \epsilon &= w/l, A' = Acs/l^2 \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

ここに

C_{Dth} = 超音速域における三次元矩形翼の抵抗係数。

τ = 翼厚比 = 0.036。 R = アスペクト比 = 0.278。

w = 翼断面前後端の楔部気流方向長さ = 0.427 ft。

ϵ = 楔部尖頭比 = 0.072。 Acs = 翼断面面積。

K = 翼断面形状係数 = 二重楔形翼に対し 4, 両凸レンズ翼に対し 5.33, 変形二重楔形翼に対し $2/\epsilon$ で 27.8。 RB = 相当アスペクト比。 $\phi(RB)$ = 三次元換算減少係数。 α = 気流と翼弦線のなす迎角 = 本件のパイロンでは零。 C_N = 気流に垂直な空気の係数で小迎角のときは揚力係数と同義。 ∞ = 2次元を表わす添字。 C_N/C_{Nm} = 揚力があるときのアスペクト比修正係数。

C_f = (12) から計算される平板摩擦係数。

なお $\phi(RB)$ は、矩形翼の相当アスペクト比が1より小なるとき、翼端マッハ円錐のため、二次元断面抵抗が減少する率を示す係数で、von KÁRMÁN, Theodore により RB の関数として計算されている。本例では一端が主翼に接続しているので、この係数による減小率の1/2を用いて修正係数 C_D/C_{Dm} を定めた。(14)より $\phi(RB)$ を (C_D/C_{Dm}) と改めると

$$\begin{aligned} C_{Dth} &= (C_1 \tau^2 / \epsilon) (C_D / C_{Dm}) + 2C_f \\ &= C_{Dwm} (C_D / C_{Dm}) + 2C_f = C_{Dwm} + C_{Df} \end{aligned} \quad (17)$$

第5表 マッハ数に対するパイロン理論抵抗係数 C_{Dth} の計算

M	Re (13)	$2C_f$ (12)	2.144 C_f (11)	RB (16)	$\phi(RB)$	$C_D/C_{D\infty}$	C_1 (16)	$C_{DW}(1.0\epsilon)=C_{DW\infty}(C_D/C_{D\infty})$ $=(C_1r^2/\epsilon)(C_D/CD\infty)$ $=1.7978\times 10^{-2}\times C_1(C_D/C_{D\infty})$ (17)				$C_{Dth}(1.0\epsilon)=C_{DW}(1.0\epsilon)+C_{Df}$ (17)			
		C_{Df} (17)													
			1.5 ϵ					2.0 ϵ	2.5 ϵ		1.5 ϵ	2.0 ϵ	2.5 ϵ		
0.80	1.135 $\times 10^7$	—	0.599 $\times 10^{-2}$	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
0.90	1.277	—	0.591	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1.00	1.419	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1.15	1.632	0.535 $\times 10^{-2}$	—	0.158	0.464	0.732	3.522	4.635 $\times 10^{-2}$	3.090 $\times 10^{-2}$	2.317 $\times 10^{-2}$	1.854 $\times 10^{-2}$	5.170 $\times 10^{-2}$	3.625 $\times 10^{-2}$	2.853 $\times 10^{-2}$	2.389 $\times 10^{-2}$
1.25	1.774	0.530	—	0.209	0.564	0.782	2.667	3.749	2.499	1.874	1.500	4.279	3.029	2.404	2.029
1.35	1.916	0.525	—	0.252	0.636	0.818	2.205	3.243	2.162	1.622	1.297	3.768	2.687	2.146	1.822
1.45	2.058	0.520	—	0.292	0.684	0.842	1.905	2.883	1.922	1.442	1.153	3.403	2.442	1.962	1.673
1.55	2,200	0.516	—	0.329	0.736	0.868	1.689	2.635	1.757	1.318	1.053	3.151	2.273	1.833	1.569
1.65	2.342	0.512	—	0.365	0.780	0.890	1.524	2.438	1.625	1.219	0.975	2.950	2.137	1.731	1.487
1.75	2.484	0.508	—	0.399	0.820	0.910	1.393	2.278	1.519	1.139	0.911	2.786	2.027	1.647	1.419
1.82 ϵ	2.590	0.505	—	0.424	0.844	0.922	1.310	2.171	1.448	1.086	0.869	2.676	1.953	1.591	1.374
1.87 ϵ	2.661	0.503	—	0.441	0.856	0.928	1.261	2.104	1.402	1.052	0.841	2.607	1.906	1.555	1.345

ここに C_{Dw} は造波抵抗, C_{Df} は摩擦抵抗である。パイロン断面尖頭比 ϵ は約 7% であるが, 実物は直線で囲まれた楔形ではなく丸味のある曲線で円滑に整形されており, 抵抗は少ない。したがって楔部長さ w または尖頭比 ϵ を 1.5 倍, 2 倍または 2.5 倍に仮定し, 断面造波抵抗係数 C_{Dw} を段階的に計算し, 結果を第 5 表に示し第 2 図に記した。マッハ 1 のときの低アスペクト比矩形翼の抵抗は計算困難なので, 参考までに翼厚比 8%, アスペクト比 1.5 の二重楔形翼の実験値 $C_D = 0.035$ を記入した。実際はこれより低い。

5. 考察と結論

(1) 飛行計測から得た C_{Dpm} の大部分は, 1 マッハからの速度増加に対し 5×10^{-2} から 1×10^{-2} に漸減し, 変形二重楔形翼の理論値 C_{Dth} と同傾向を示す。両形態飛行においては, 飛行が同日中に引続き行われ, 大気状態と加速開始重量がほぼ同一であることが望ましい条件であるが, 必ずしも実現できず, また計測も経験を要するため, 結果のばらつきが大きい。また飛行総数も充分ではない。

(2) A から E までの飛行から (A~B), (C~D), (C~E) の組合わせを得て, 3 種の C_{Dpm} を算出したが, 前項の条件をほぼ満足しているのは組合わせ (A~B) である。組合わせ (A~B) から得た計測抵抗係数 $C_{Dpm}(A~B)$ は, 尖頭比 2.0 ϵ の理論抵抗係数 $C_{Dth}(2.0\epsilon)$ を中心として分布しており, $C_{Dth}(2.0\epsilon)$ をパイロン抵抗係数の近似代表値としてよさそうである。

パイロン断面を両凸レンズ形翼とみなし, $K = 5.33$ を用いて (14) より抵抗係数を計算すると, 第 2 図に記入したように, $C_{Dth}(2.5\epsilon)$ をさらに下まわり実際と合わない。

(3) エンジン最大推力は知られているので, $C_{Dmin} = T_{max}/(\rho a^2 M_{max}^2 S/2)$ より, 最大速度付近の主翼面積基準の全機最小抵抗係数を求めると, $C_{Dmin} \doteq 0.04$ を得るが, パイロン抵抗係数は $C_{Dpm} \doteq 0.75 \times 10^{-3} \times 2 = 0.0015$ で全機の約 4% を占めている。付加品抵抗は, 両形態におけるある速度区間の飛行秒時, 飛行重量から算出するので, これらの計測誤差が問題となるが, その程度は明確にはいえない。

計測では、約 20 秒から 40 秒おきに、各速度区間ごとに、マッハ計、秒時計、燃料計、気温計を観測記録するので、これを自動カメラまたはデータ・レコーダーに代えれば、精度は向上するであろう。ただし空域の大気状態の不同が大きければ結果のばらつきは避けられない。

(4) 今後両形態飛行を良好な条件で行い計測法を改善すれば、さらに精度のある結果が得られるものと考え。特に他の飛行任務を兼ねて飛行実験が行える場合は実用上有利であろう。

6. あとがき

本報告は東京都立航空工業短期大学で発表³⁾ したも

のを一部修正して取りまとめたものである。飛行実験を行った当時にご指導を頂いた油井一氏、計画実施にあたられた渡辺精悟氏、日高伴介氏、金森忠氏ほかの各位に改めて衷心より感謝の意を表する。

参考文献

- 1) HOERNER, S. F.: *Fluide Dynamic Drag*, published by the author, 1965, pp. 6-6.
- 2) E. Arther BONNEY: *Engineering Supersonic Aerodynamics*, McGraw-Hill, 1950, p. 143.
- 3) 東京都立航空工業短期大学紀要第 8 集, 1969, p. 33.

側壁付着型純流体素子の切換え機構についての一考察

Consideration of the Switching Mechanism in a Wall Attachment Fluid Amplifier

堀 越 長 次**
Tyozu HORIKOSI

Abstract

Concerning the switching mechanism in a wall attachment fluid amplifier with the splitter and the off set, the theoretical analysis has been performed in the followings:

(1) On the assumptions of (a) and (b), the flow characteristics in the fluidic amplifier has been analysed by the potential flow to obtain the reattaching stream line and the pressure distribution.

(a) replacing the side wall of the splitter with the finite number of the vortex of the same strength, placed in the same intervals

(b) placing a vortex in the vicinity of the side wall

(2) To analyse the switching that happens by the instant closing of the exit, the velocity of the propagation of the pressure rise must be get. For the equivalent passage of the amplifier of the circular cross section, the velocity of the propagation has been able to get, and this velocity is approximated to that of the real passage. Experimental values of the three kind of switching time has been checked with the theoretical values.

1. 緒 言

側壁付着型純流体素子の切換え動作に関する従来の研究には次のようなものがある。R. A. COMPARIN,

H. H. GLAETTLI, A. E. MITCHELL, H. R. MUELLER¹⁾ らは一安定と二安定の素子を用いて切換え動作について実験的研究を行っている。切換え時間は動作流体の移動時間とストローハル数との積になることを示している。また、切換え時間は制御噴流圧と主噴流圧との比によって変化することも述べている。P. A. LUSH²⁾ は乱流付着型の大型の素子の模型を用いて切換え機構について研究している。切換え時間は制御噴流の増加に伴って減少することを示している。また P. A. LUSH³⁾ は主噴流の中に煙を注入して素子の切換え機構について実験を行っている。また解析を行って、切換え時間と制御流との関係性を求め実験値を検討している。しかし、その解析において再付着流線を一定半径の円弧で仮定しているのは妥当でない。

M. EPSTEIN⁴⁾ は、C. BOURQUE²⁾ の解析を用いて、側壁端による切換え機構について理論的研究を行って P. A. LUSH³⁾ の実験値を検討している。しかし M. EPSTEIN⁴⁾ の解析では再付着流線を楕円の弧で仮定しているのは妥当でない。S. D. SAVKAR, R. B. KELLER, A. G. HANSEN⁴⁾ は二安定素子の模型を用いて、切換え動作について基礎的な実験を行っている。そして主として次のものを求めている。(a) 切換え時間は制御パルスが長くなれば増加する。(b) 切換え動作をおこなうための制御噴流には必要な最小流量がある。(c) スプリッタを主噴流の出口に近づけると、切換え時間は増加する。F. G. BAVAGNALI⁵⁾ は二安定の素子の模型

* 昭和 48 年 11 月 30 日原稿受理

** 金沢大学工学部