低密度プラズマ風洞の電離層空気力学への応用*

神 元 五 郎** ・ 西 田 迪 雄**

(昭和43年11月30日受理)

Application of Low Density Plasma Jet Wind Tunnel to
Aerodynamics in Ionosphere

Goro KAMIMOTO and Michio NISHIDA

(Department of Aeronautical Engineering, Kyoto University, Yoshida-Hommachi,
Sakyo-ku, Kyoto)

(Received Nov. 30, 1968)

In order to simulate the flight conditions in an ionosphere and to investigate a low density, high enthalpy, high speed flow with chemical reaction, a low density plasma jet wind tunnel has been constructed at the Department of Aeronautical Engineering of Kyoto University. Performance tests have been carried out by nitrogen and argon plasma jets. It is seen from the performance tests that the over-all Mach number and Reynolds number performance of this wind tunnel lies in the transition region. And it is shown that our plasma jet wind tunnel satisfies the conditions of a neutral dominated continuum flow in the aerodynamic flow regimes with which we are concerned in the ionosphere.

1. 緒 言

近年、宇宙開発の目覚ましい進展に伴い、高々度を高速で飛行する物体に生じる諸問題が、空気力学の一つの大きい問題となっている。このような高々度では、物体に働く空気力学の力は稀薄気体力学的に取扱われなければならない。したがって、この問題を研究するには、低密度風洞で高速、高々度をシミュレートする必要がある。さらに 80 km 以上では、大気は電離しており、10⁴kmまでの高度では中性粒子密度はイオン密度より大きい。また 100km 以上の高度ではイオン密度のオーダーは、10⁴ 1/cm³であり、電子温度は 1000~2000°K であることが観測されており、約 200km の高度では電子温度は大気温度に比べて非常に高いことが確認されている^{1,2)}。それゆえ電離層の空気力学の研究には、非平衡弱電離気体を対象にしなければならない。

このような目的をもって、京都大学航空工学教室に低密度プラズマ・ジェット風洞が設置された。風洞は真空ポンプ駆動で、測定室圧力 2~400mTorr、加熱方式は溶接用トーチを用いた直流アーク放電で、岐点温度1,500

~5,000°K を得た。また探針測定およびマイクロ波測定により、測定室内の気流は弱電離気体流れであることも確められている^{3,4)}。したがって、いままでこの風洞により、高い岐点温度を用いた実験(たとえばアブレーション実験⁵⁾) および弱電離気体の実験(たとえば弱電離気体の衝撃波構造の研究⁶⁾あるいは弱電離気体の岐点境界層の研究⁷⁾)等がおこなわれてきた。

本報告では、この風洞の概要と空気力学的特性について述べ、プラズマ風洞特性および低密度風洞として使用した場合の特性を、レイノルズ数-マッハ数特性により整理し、風洞の実験可能領域について述べ、さらに電離層の空気力学に対する条件について述べる。

2. 低密度プラズマ・ジェット風洞の概要

Fig. 1 に本風洞の作動原理図を示す。風洞は真空ポンプ駆動の非回流型であり、プラズマ発生装置(プラズマ・トーチ)、プレナム室、ノズル、測定室、真空槽および排気ポンプよりなる。使用気体のアルゴンあるいは窒素が直流アーク放電のプラズマ発生装置で加熱され、気体の一部は電離し(電離度 1/1000)、プレナム室で岐点状態になったのち、ノズルを通してプラズマ・ジェットとして測定室に噴出し、測定室から真空槽を経て真空ポンプにより排出される。

* 昭和43年9月 応物学会超高真空物理研究会・真空協会超高真空分科会・真空協会関西支部研究例会 昭和43年度第3回例会において講演

** 京都大学工学部航空工学教室(京都市左京区吉田本町)

Fig. 1 Components of plasma jet wind tunnel.

Table 1 Pumping speed.

Vacuum pump	Number	Pumping speed
Vapour pump	2	8000 liters/sec at 2×10^{-3} Torr
Mechanical booster pump	1	970 liters/sec at 7×10^{-2} Torr
Rotar pump	1	100 liters/sec

2.1 排気系

真空ポンプは真空槽の下に取りつけられた2台の20インチ口径の油拡散エゼクタポンプおよびその背圧用としてのメカニカル・ブースタポンプと油回転ポンプよりなる。各ポンプの排気速度を Table 1 に示す。Fig. 2 に測定室圧力と排気速度との関係を示す。窒素プラズマではこれをアブレーション実験に使用するため、背圧用ポンプのみを用い、アルゴンプラズマでは、全ポンプ使用および背圧用ポンプ使用の場合についてそれぞれ実験をおこなった。それゆえ Fig. 2 では、両方の場合の排気速度を示した。油拡散エゼクタポンプは、 $10^{-3} \sim 10^{-1}$ Torr では排気速度が大きく変るため、気流の特性はこの排気速度により左右され、これに反して機械的なポンプは排気速度は低いが、かなり広い圧力範囲でほぼ一定の排気速度をもつので、流量による測定室の条件の変化はあまり顕著でない。測定室の到達真空度は 5×10^{-5} Torr 背圧用ポンプのみの場合には 5×10^{-3} Torr である。

2.2 プラズマ発生装置

プラズマ発生装置としては、直流アーク放電を用いている。電源は 25kW、作動気体としては、アルゴン、窒素が用いられ、またヘリウムの使用も可能である。電極

Fig. 2 Pumping speed as a function of test section pressure. ① : vapour pumps, mechanical booster pump and rotary pump, ② : mechanical booster pump and rotary pump.

Fig. 3 Nozzle.

は、タングステン陰極および銅陽極からなり、これらは蒸溜水で冷却されている。

2.3 プレナム室およびノズル

この種の風洞ではプレナム室のないものも多いが、われわれの場合定常な岐点状態を作ることおよび正確な岐点状態を知ることのために、多少の熱損失を犠牲にしてもプレナム室を設けることにした。プレナム室の内壁は

Table 2 Nominal mach number.

d* (mm)	A A*	Mach number	
		for argon	for nitrogen
13.7	13.3	5.6	4.2
6.89	52.4	9.2	6.0
2.80	320	17.5	9.0

水冷されている。

Fig. 3 に示すようにノズルは半頂角 15° 、出口径 50mm の円錐状ノズルであり、スロート部は交換可能で現在 13.7, 6.89, 2.80mm 直径のスロートを使用している。スロート部に対する出口面の面積比から等エントロピー流として算出される設計マッハ数を Table 2 に示す。

2.4 測定室および真空槽

測定室は直径 90cm、長さ 130cm の円筒状である。また真空槽は直径 90cm、長さ 3m の円筒で、その下には 2 台の油拡散ポンプが取り付けられている。測定室と真空槽の間には、アブレーション実験の際に模型の溶融物質が油拡散ポンプ内に入らないよう水冷パッフル・プレートが置かれており、ジェットを妨げないよう、その角度を変えることができる。真空槽と油拡散ポンプの間にはバルブが設けられており、油拡散ポンプを運転しながら測定室内の模型等の交換が可能になるようにされている。

3. プラズマ・ジェットの特性

実験には作動気体として窒素およびアルゴンを用いた。実験をおこなうには、まずプラズマ・ジェットの特性を求めなければならない。

一般に測定室の気流の性質を知るには、岐点圧力、岐点温度およびピトー圧を測定しなければならない。ノズル内で等エントロピー流を仮定することにより、測定室内のすべての流れの状態量は、上記の 3 個の量より決定できる。しかし、プラズマ・ジェットでは、流れの性質を完全に述べるには電子温度、イオン温度および電子密度（イオン密度）についての情報が必要になってくる。通常イオン温度と中性粒子温度とは等しいと考えられるから、電子温度、電子密度の測定が残るが、これらの量は、測定室における探針測定により、直接求められる。

現在の実験では、岐点圧力、ピトー圧力は、後で示すように非常に低いので、ジプチルフタレート（比重 1.055）を使用した U 字管にて、これらの量を測定した。

一般に温度測定、とくに高温の測定は非常に困難である。ここでは、岐点温度を以下に述べる方法により決定した。

ノズル内の境界層厚さが気体温度に無関係であり、比熱の比も温度、圧力に対して一定であると考え、アーク加熱した場合およびアーク加熱しない場合に対して流量 m を等しくすると

$$m \propto \rho_h^* A^* a_h^* = \rho_c^* A^* a_c^* \quad (1)$$

が成立する。ここで ρ^* , A^* , a^* は、ノズル・スロートにおける密度、断面積、音速を表わし、添字 h および c は、それぞれアーク加熱した場合およびアーク加熱しない場合を示す。さて、岐点圧力 P_0 および岐点温度 T_0 と ρ^* および a^* との関係は、

$$\rho^* \propto \frac{P_0}{T_0}, \quad a^* \propto \sqrt{T_0} \quad (2)$$

したがって、(1)(2)式より

$$T_{0h} = \left(\frac{P_{0h}}{P_{0c}} \right)^2 T_{0c} \quad (3)$$

このようにして、アーク加熱した場合の岐点温度は、アーク加熱した場合およびしない場合の岐点圧力の測定から容易に求められる。ただし、 T_{0c} は通常室温の値を取る。

凍結等エントロピーノズル流を仮定すると、求めた岐点温度 T_0 および岐点圧力 P_0 より、次式により測定室の気流の静的温度 T および静圧 P が求まる。

$$T = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1} T_0 \quad (4)$$

$$P = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} P_0 \quad (5)$$

ただし γ は比熱の比、 M はマッハ数を表わす。

Fig. 4 Stagnation pressure as a function of volume flow. Gas : argon. Vacuum pump : vapour pump, mechanical booster pump and rotary pump, hot : arc current on. cold : arc current off. 1 S.C.F.H. = 0.475 liters/min = 0.0141 gr/sec.

あとで示すように、アルゴン・プラズマ流では電離度が 1/1000 のオーダーであるため、上述のようにして求められた諸量は、中性粒子気体の諸量と考えることは妥

Fig. 5 Stagnation temperature as a function of volume flow.

Table 3 Results of electron temperature, stagnation temperature and static temperature.

Mass flow (gr/sec)	Electron temp. (°K)	Excitation temp. (°K)	Stagnation temp. (°K)	Static temp. (°K)
0.282	3300	3500	4300	400
0.423	3200	3900	4200	350
0.564	3000	4000	4800	400
0.705	3100	3700	4800	400

当である。

したがって、(3),(4)式により求めた温度は中性粒子の並進温度であるが、電離気体では、電子温度および電子的励起温度が存在する。アルゴン・プラズマについて、測定室におけるこれらの温度を、それぞれ探針測定⁸⁾および分光測定⁹⁾により求めた。

Fig. 4 に岐点圧力と流量との関係の一例を示し、(3)式を用いて求めた岐点温度を Fig. 5 に示す。

得られたアルゴン・プラズマ流の各温度を Table 3 に示す。これより測定室のプラズマ流の電子温度は、中性粒子温度に比べ非常に高くなっている、いわゆる非平衡の状態になっていることが判る。これは電子と中性粒子との質量比が非常に小さいため、電子から中性粒子へのエネルギー移動速度が著しく低く、その上電子温度 0.3eV 付近では、Ramsauer 効果のため電子-アルゴン原子間の衝突断面積は最小値をとり非常に小さくなっているためである。

(4),(5) 式に用いるマッハ数は、岐点圧力 P_0 およびピトー圧 P_p の測定値より

$$\frac{P_p}{P_0} = \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M^2 - 1) \right]^{-\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\left[\frac{(\gamma+1)M^2}{(\gamma-1)M^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \dots\dots\dots (6)$$

にしたがって求めた。

Table 4 Experimental conditions and results.

	Nitrogen plasma flow			Argon plasma flow			
	Nozzle throat diameter(mm)			Nozzle throat diameter(mm)			
	13.7	6.89	2.80	13.7	6.89		
Used vacuum pump	V. P., M. B. P., R. P			M. B. P., R.P.	V. P., M. B. P., R.P.	M. B. P., R.P.	V. P., M. B. P., R.P.
Flow rate	0.2~1 mole/min, 0.1~0.5 gr/sec			0.2~1 mole/sec, 0.14~0.7 gr/sec			
Arc power	4~17kW(40~46V, 250~500A)			2~7kW(15~23V, 150~300A)			
Test section pressure	0.1~0.4 Torr			0.1~0.4 Torr	2~100 mTorr	0.1~0.4 Torr	2~100 mTorr
Stagnation pressure(Torr)	6~22	21~95	200~1000	5~32		40~100	
Stagnation temperature(°K)	1000~5000	1500~2700	1700~2700	2000~4800		1000~2500	
Stagnation enthalpy (cal/gr)	280~1500	400~800	500~800	250~600		125~310	
Mach number	nominal	4.2	9.0	9.0	5.6		9.2
	obtained	3.2~3.4	4.5~5.2	7.2~8.1	3.2~4.2		6.5~8.0
Reynolds number(1/cm)	200~600	80~1500	200~400	40~200		250~1000	
Mean free path(mm)	1~5			1~6		0.3~1	

(V. P. : vapour pump, M. B. P. : mechanical booster pump, R. P. : rotary pump)

Table 5 Comparison of measured stagnation enthalpy and calculated one.

Mass flow (gc/sec)	Experimental results (cal/gr)	Calculated results (cal/gr)
0.423	360	440
0.423	396	440
0.705	372	537
0.705	381	566

レイノルズ数 $Re = \rho U l / \mu$ は、次の指数式

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{273} \right)^n \quad \dots\dots\dots (7)$$

n : 0.816 (アルゴン) , 0.756 (窒素)

μ_0 : 273.16°Kにおける常圧粘度

より計算された粘性係数 μ を用い、 $l=1$ cm と取って計算した。ただし、流速 U は、(6)式より得たマッハ数 M および静的温度より計算される音速 a から $U=aM$ の関係にしたがって求めた。

上述のようにして算出された諸量を実験条件とともに **Table 4** に示す。窒素プラズマはアルゴンプラズマに比べ、高い岐点エンタルピーを有するので、アブレーション実験に適していることが判る。またアルゴンは、単原子気体であるため、二原子気体のような複雑な解離、再結合反応を起さないため、弱電離気体流れの研究に適している。

岐点エンタルピーは、岐点温度より熱力学特性値^{9,10)}を使って算出した。この値をアルゴンプラズマの場合に、岐点エンタルピー・プローブで測った値と **Table 5** に比較する。プローブによる値は計算値より少し小さいが、ノズルでの熱損失を考えれば妥当な値と考えられる。またアルゴンに窒素を少量添加した場合に、アルゴン並進温度、窒素並進温度、窒素回転温度が平衡に達していると考え、プレナム室で窒素回転温度を分光測定した結果は、岐点温度の計算値とよく一致する¹¹⁾。これらの結果より、(8)式による岐点温度の算出法は実用的に成り立つものと考えてよい。

Fig. 6 に背圧用ポンプのみを運転した場合のアルゴンプラズマ・ジェットのパノール出口 10mm におけるピトー圧の半径方向分布を示す。流量によって異なるが、中央 20mm ぐらひは、ほぼ様であることがわかる。しかし、軸方向分布は **Fig. 7** に示すように、流量 20 S. C. F. H. 以上では、かなり悪い。これは測定室の圧力が気流の静圧よりも高いために生じるノズル出口からの圧縮波の影響と考えられる。油拡散ポンプを使用した場合のピトー

Fig. 6 Radial distribution of pitot pressure. Gas : argon. Vacuum Pump : mechanical booster pump and rotary pump.

Fig. 7 Axial distribution of pitot pressure. Gas : argon. Vacuum Pump : mechanical booster pump.

Fig. 8 Axial distribution of pitot pressure. Gas : argon, Vacuum Pump : vapour pump, mechanical booster pump and rotary pump.

(a) Mass flow : 0.141 gr/sec. (10 S. C. F. H.)

(b) Mass flow : 0.705 gr/sec. (50 S. C. F. H.)

Fig. 9 Argon plasma jet in a test section.

圧の軸方向分布を Fig. 8 に示す。この場合には、流量 20 S. C. F. H. では、Fig. 7 に示されるような圧縮波の影響を受けて圧力が上昇する領域は存在せず、むしろ膨張気味である。しかし、この場合でも流量を増すと圧縮波が生じることは Fig. 9 より判る。また窒素プラズマでは、アルゴンに比べ比熱の比が小さいため、膨張気味となっている。

Fig. 10 に流量に対する測定室圧力の変化を示す。

Fig. 11 にレイノルズ数とマッハ数との関係を示し、本風洞が利用できる領域を示す。プラズマ・ジェット風洞は遷移領域に入り、また、この風洞をアーク放電せず、低密度風洞として用いた場合は、滑り流領域から遷移領域に亘ることが判る。しかし、この風洞を電離層内の空気力学、すなわち弱電離気体の実験に用いるには、さらに低密度にして、平均自由行程を大きくし、レイノルズ数を下げて自由分子流領域まで風洞の利用範囲を拡張する必要がある。最近一部電離したアルゴンを試料気体として用い、これを CO_2 でとり囲み、液体窒素で運転されるクライオポンプで超高真空にする低密度風洞が

Fig. 10 Test section pressure as a function of flow rate. throat diameter : 13.7mm.

Fig. 11 Over-all Mach number and Reynolds number performance. (1) Plasma jet wind tunnel. (2) Low density wind tunnel. (3) Plasma jet wind tunnel with use of cryo pump.

Fig. 12 Electron temperature as a function of flow rate. Gas : argon.

Fig. 13 Electron density as a function of flow rate. Gas : argon.

Fig. 14 Properties of ionosphere and flight regimes (quoted from Ref. 12).

提案されている¹²⁾。われわれもクライオポンプの使用によりさらに現在の風洞を低密度にすることを考えているが、現在開発されているクライオポンプの排気速度および試料気体の流量を検討すると、測定室圧力 10^{-4} Torr が風洞運転中に得られる平衡到達真空度である。この場合の風洞利用領域も Fig. 11 に示す。

4. 電子温度・電子密度の測定

プラズマ流中に金属導体（探針）を入れて、その電位と探針に流入する電子電流またはイオン電流との関係を示す探針特性からプラズマの粒子密度および粒子の温度が決定できる。探針法は装置が簡単であり、かつ局所測定が可能であるので従来からプラズマ量の測定法の一つとして大いに利用されてきた。探針測定理論については種々の報告があるので¹³⁾、ここでは省略する。われわれの測定はアルゴンプラズマ流についておこない、探針は、直径 0.5mm タングステン線または白金線より作った平面単探針である。

Table 6 Typical conditions for tests.

Mach number	4.17
Stagnation temperature	2510°K
Static temperature	370°K
Electron temperature	3000°K
Atom density	$1.06 \times 10^{15} \text{ 1/cm}^3$
Electron density	$3.7 \times 10^{12} \text{ 1/cm}^3$
Degree of ionization	3.5×10^{-3}
Atom-atom mean free path	1.7mm
Ion-ion mean free path	$1.4 \times 10^{-2} \text{ mm}$
Debye length	$6.9 \times 10^{-4} \text{ mm}$

Fig. 12 に流量に対する電子温度変化を示す。電子温度は流量に対して変化しないと考えられる。Fig. 13 に流量に対する電子密度変化を示す。流量の増加とともに電子密度は減少していく。中性粒子密度は、 10^{15} 1/cm^3 のオーダーをもつから、電離度は $1/1000$ と考えられ、弱电離気体であることがわかる。探針測定による電子密度の結果の信頼性を確かめるため、34.9 GHz マイクロ波を用いた透過法により電子密度を測定した。その値は $4.2 \times 10^{12} \sim 9.7 \times 10^{12} \text{ 1/cm}^3$ で、探針測定結果とはオーダーの範囲内で一致しており、探針測定結果は信頼されることが判った。

5. 電離層の空気力学

Fig. 14 に高度に対する中性粒子とイオンの平均自由行程の変化を示す。 D , l_n , l_{ii} をそれぞれ、物体の代表長、中性粒子間の平均自由行程、イオン-イオン平均自由行程とすれば、つぎの3領域が存在することが、この図から判る。

(1) 連続体流： $D \gg l_n$

この領域では荷電粒子の挙動は、中性粒子の挙動により支配され、中性粒子は荷電粒子の影響を受けない。またデバイ長は物体長よりずっと小さい。

(2) 稀薄気体流： $D \ll l_n$, l_{ii}

ここでは、中性粒子間およびイオン-イオン平均自由行程は物体に比べて大きく、イオン流は中性粒子の影響を受けない。それゆえ、中性粒子は重要でなくなる。

(3) イオン連続体流、中性粒子自由分子流： $l_n \gg D \gg l_{ii}$

この領域では、1 km の物体長を要する。中性粒子平均自由行程は物体長よりずっと大きいため、荷電粒子は中性粒子に影響されない。

さて、本風洞において測定された諸量より求めた代表的な実験条件を Table 6 に示す。 $D \approx 1 \text{ cm}$ の物体をプラズマ流に置くと、領域①の条件が満たされる。ただし、 $l_n < l_{ii}$ の条件が満たされていないが、流れが中性粒子

によって支配されているならば、これは一般の流れの場
に影響をあたえない。これより本風洞では、領域①の実
験が可能であることが判る。領域②の実験をおこなうに
は、中性粒子間平均自由行程を大きくする必要があり、
これは前述のクライオ・ポンプ使用により、風洞利用領
域を自由分子流領域まで拡張することにより可能であ
る。領域③の条件を満たすには、イオン・ビームの使用
が提案されている¹²⁾。

6. 結 論

測定部圧力 1~100 mTorr, 岐点温度 5000°Kなる設
計目標はほぼ達せられ、アルゴンプラズマについては2
時間以上の定常運転が可能になった。また窒素プラズマ
についても1時間の連続運転が可能であることがわかっ
た。諸量の測定結果より、アルゴンプラズマは弱電離気
体の実験に、窒素プラズマはアブレーション実験に適し
ていることがわかった。

本風洞の利用領域は遷移領域にあるが、レイノルズ数
を下げて自由分子流領域まで拡張することを現在計画中
である。

また本風洞では電離層における連続体流の実験が可能
であることが結論される。さらに中性粒子間平均自由行
程を大きくすることにより、イオン連続体流、中性粒子

自由分子流の領域の実験が可能であり、目下この領域へ
の拡張も計画中である。

〔文 献〕

- (1) 前田憲一：日本物理学会誌 21 (1966) 148.
- (2) 米沢利之：日本物理学会誌 21 (1966) 159.
- (3) 神元五郎・西田迪雄：日本航空学会誌 14(1966) 1.
- (4) 神元五郎・木村雄吉・西田迪雄：日本航空学会誌
16 (1968) 67.
- (5) 神元五郎・上中義敏：日本航空学会誌 15 (1967)
182.
- (6) 神元五郎・西田迪雄・吉田一彬：日本航空学会誌
16 (1968) 35.
- (7) 神元五郎・西田迪雄：日本機械学会講演論文集
No. 202 (1968).
- (8) 神元五郎・渡辺泰夫：日本航空学会誌 14(1966) 7.
- (9) C. H. Lewis and C. A. Neel : *AEDC-TDR-64-*
114 (1964).
- (10) Hilsenrath and Others : *Tables of Thermo-*
dynamic and Transport Properties (Pergamon
Press 1960).
- (11) 神元五郎・白井紘行：日本航空学会誌 (投稿中)
- (12) W. A. Clayden : *The fluid dynamic aspects*
of space flight, Gordon and Breach Science
Publishers, New York (1964).
- (13) A. E. Fuhs : *Instrumentation for high speed*
plasma flow, Gordon and Breach Science
Publishers, New York(1965) p. 147.

真 空 協 会 工 業 部 会 シ リ ー ス (1)

欧 州 市 場 視 察 記 頒 価 5 0 0 円

巻頭のことば 藤 高 六 助

1. 欧州市場視察団員名簿と日程
2. 第3回 I U V S T A 総会に出席して 熊 谷 寛 夫
3. 第4回真空技術国際会議に出席して (1) 熊 谷 寛 夫
4. 第4回真空技術国際会議に出席して (2) 織 田 善 次 郎
5. 第4回真空技術国際会議展示会について 柴 田 英 夫
6. Lcybold-Heraues 社および SIP 社を見学して 山 添 正 雄
7. Edwards 社および CERN (欧州合同原子核研究所) を見学して 小 山 富 太 郎
8. ESTEC 視察報告および真空脱ガス近況 村 上 賢 二
9. SOGEV を見学して 花 島 重 春
10. ヨーロッパの一般経済状態 今 村 甲 子 郎
11. 資本自由化に際して我国真空業界のとりべき姿勢 笠 岡 亥 一 郎
富 樫 義 雄