

ISSN 0389-4010
UDC 527. 625
629. 735. 3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1051

マイクロ波動力航空機の飛行経路に関する一考察

高澤金吾・伊藤婦美子

1990年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

記 号	1
1. まえがき	2
2. 問題の定式化	2
3. フーリエ級数で表される解	3
4. 最も簡単な解	3
5. 円型飛行経路の具体例	4
6. 解の分類	6
7. 類型(i)円型軌跡の解	7
8. 類型(ii)放物線型軌跡の解	10
9. 類型(iii)半円型軌跡の解	17
10. 類型(iv)二重円型軌跡の解	21
11. 得られた飛行経路の比較	24
12. 航空機設計に有利な飛行経路	25
13. まとめ	27
参考文献	27

マイクロ波動力航空機の飛行経路に関する一考察*

高 澤 金 吾** 伊 藤 婦美子**

A Consideration on Flight Paths for Microwave-Powered Airplanes

Kingo TAKASAWA, Fumiko ITOH

ABSTRACT

Flight paths for microwave-powered airplanes were investigated under uniform wind conditions. In this paper, some techniques for deducing flight paths are discussed. The loci of airspeed vectors which lead to preferable flight paths are sorted into four types. The effects of added higher harmonic components are discussed. For each type of airspeed vector loci, three kinds of solving methods are applied and 12 solutions are obtained. Examples of flight paths are illustrated with their mathematical expressions, and characteristics are discussed. Preferable flight paths from the view point of airplane design are described.

記 号

b_x	: 飛行経路の X 方向の幅
b_y	: 飛行経路の Y 方向の幅
g	: 重力加速度
h	: 飛行高度
N	: 上向き運動荷重倍数 (揚力の寄与による)
r	: 旋回半径
R	: 飛行可能な領域あるいはマイクロ波ビームの照射領域の半径
S	: 横向き運動荷重倍数 (横力の寄与による)
ST	: 符号関数 $\text{sgn}(t)$ または $\text{sgn}(\tau)$
$STAU$: 符号関数 $\text{sgn}\{(\tau + \pi/2)(\tau - \pi/2)\}$
STH	: 符号関数 $\text{sgn}\{(t + T/4\sqrt{1-\kappa^2}) \times (t - T/4\sqrt{1-\kappa^2})\}$

T	: フーリエ級数の周期または無次化に用いる時間の次元を持つ量
u	: 対気速度の X 方向成分
U	: 対気速度の大きさ
v	: 対気速度の Y 方向成分
w	: 風速
X	: 航空機の X 座標
Y	: 航空機の Y 座標
α	: 無次元化された対気速度の振幅
α_n	: フーリエ係数
β_n	: フーリエ係数
ι	: レクテナに対するマイクロ波の入射角
λ	: 無次元化された対気速度の定常成分
τ	: 対気速度ベクトルの方向を指定する変数
v	: 最小飛行速度と最大飛行速度の比
	$v = U_{\min}/U_{\max}$
ϕ	: バンク角
ω	: 風速と最大飛行速度の比
	$\omega = w/U_{\max}$

* 平成元年11月17日受付

** 新型航空機研究グループ

1. まえがき

移動体無線通信に使用する電波中継器を搭載するプラットフォームとして成層圏を長期にわたって飛行する無人航空機に関心が寄せられている¹⁻⁴⁾。この種の航空機では地上からマイクロ波により伝送されるエネルギーをレクテナを使って直流電力に変換して動力源とする。このような無人航空機について CAD(Computer Aided Design)による概念設計を試みた結果、利用可能なパワーが厳しく制約を受けるので航空機の最大飛行速度は低く、空気密度が非常に低い環境を飛行するために巡航揚力係数を極めて大きな値に選定しても失速速度は高めになりがちであることが知られている⁵⁾。運用には空気密度とのトレード・オフを行いつつなるべく風の弱い高度が選ばれるけれども、冬季には時として 50m/s 近い強風に遭遇することが予測され⁶⁾、飛行可能な速度の最小値と最大値の差が風速の変動幅に比べて小さく風に流されやすい。

他方、マイクロ波エネルギーを電力に変換する効率はレクテナに対するマイクロ波の入射角度の関数であり、高い変換効率を維持するには入射角度ができるだけ 0 すなわち垂直入射に近く保つ必要がある。この観点からマイクロ波動力航空機はマイクロ波電力伝送ステーションの真上に近い比較的限られた領域を飛行しなければならない。大きなバンク角をとって急激な運動を行うこともマイクロ波入射角度の増加を招くので避けなければならない。もし航空機がマイクロ波の伝送可能な領域から逸脱するようなことになれば、エネルギーの供給が絶たれ、遠からず機体の喪失に繋がる事態を招く。運動能力に制約があり、本来風に流れやすい特性を持つ航空機を長期にわたって極めて限られた飛行領域に閉じ込めておくことが要求されている。

長期間にわたり無人航空機を飛行させ続けるためには自動航法装置を使用して飛行経路を保持することになると考えられる。このための基準となる飛行経路は観測可能な状態量を用いて陽に表現されるものであることが望ましい。無人航空機の機体設計を行う前提条件として飛行経路の形状と

大きさ、それに沿って飛行する速度を知ることが必要である。ここでは

- ① 飛行領域をマイクロ波電力伝送ステーションの真上の点を中心とする直径数キロメートルの範囲に収められる。
- ② 飛行経路に沿う曲率が小さく、航空機は比較的小さい運動加重倍数の下で飛行を継続できる。
- ③ 比較的広い風速の範囲にわたって一定の対気飛行速度を維持して飛行できる。
- ④ 飛行経路を位置、時刻など容易に観測できる状態量を用いて陽に表現できる。

などの好ましい性質を備えた飛行経路を工夫する方法を明確にし、実例を図示して検討を行う。

2. 問題の定式化

一定の速さ w で同じ方向に吹き続ける風の中で航空機が水平面内を飛行する場合を想定する。この水平面内に固定された定点を原点とする直交座標系として $X - Y$ 座標系を設定し、図 1 に示したように X 軸を風の方向にとる。対気速度の X, Y 成分をそれぞれ u, v とする。航空機が時刻 $t = 0$ に原点を通るものとすると、その位置の座標は一般に

$$X = \int_0^t (u + w) dt \quad (1a)$$

$$Y = \int_0^t v dt \quad (1b)$$

と書くことができる。 t は正負のいずれでもよい。航空機の最大速度を U_{\max} 、最小速度を U_{\min} とす

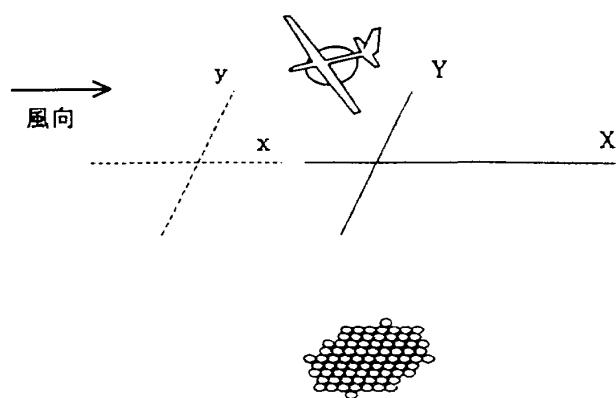


図 1 座標系 (XY 座標系は空間に固定、 xy 座標系は一様風と共に移動)

ると、

$$U_{\max} \geq (u^2 + v^2)^{0.5} \geq U_{\min} \quad (2)$$

航空機はマイクロ波電力伝送ステーションの真上から限られた距離の範囲内を飛行しなければならないから

$$R \geq (X^2 + (Y - Y_0)^2)^{0.5} \geq 0 \quad (3)$$

ここで $(0, Y_0)$ はマイクロ波電力伝送ステーションの真上の点の座標である。

これから解こうとする問題は(2)式と(3)式を同時に満足するような時刻 t の陽な関数 u, v, X, Y を求めることである。

3. フーリエ級数で表される解

航空機は(3)式で表される限られた領域を飛行するので、地上に固定された点から見た飛行経路すなわち対地飛行経路の一部分が図 2 に示したように閉じた曲線になっていると考えるのはむしろ自然な考え方であろう。閉じた曲線の部分に着目してこれが反復されると考えるとフーリエ級数で表される飛行経路が得られる。航空機の最大速度 U_{\max} と周期 T を用いて無次元化した表現では

$$X/(TU_{\max}) = (1/2\pi) \sum \alpha_n \sin n\tau \quad (4a)$$

$$Y/(TU_{\max}) = (1/2\pi) (\beta_0 + \sum \beta_n \cos n\tau) \quad (4b)$$

ここで

$$\tau = 2\pi t/T \quad (4c)$$

当然のことながら飛行経路は限られた領域の中に収まっている。また風と共に移動する観測点から

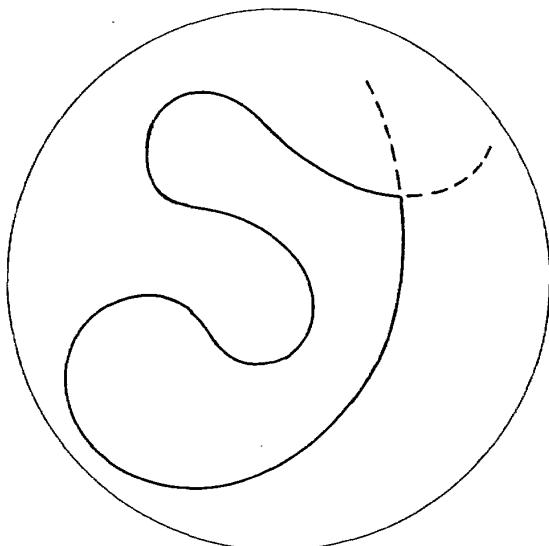


図 2 閉曲線とみなされる対地飛行経路

見た飛行経路を対気飛行経路と呼ぶことになると

$$x/(TU_{\max}) = X/(TU_{\max}) - \omega t/T \quad (5a)$$

$$y/(TU_{\max}) = Y/(TU_{\max}) \quad (5b)$$

X, Y の時間微分すなわち対地速度を対気速度と関連づけると

$$u/U_{\max} = -\omega + \sum n\alpha_n \cos(n\tau) \quad (6a)$$

$$v/U_{\max} = -\sum n\beta_n \sin(n\tau) \quad (6b)$$

この場合 u/U_{\max} には定数項として $-\omega$ が含まれているので(6)式を(1)式にしたがって積分して得られる X, Y は自動的に閉じた経路になっている。適当な ω と α_n, β_n を見つければ(2)式、(3)式を同時に満足する解が得られる。

4. 最も簡単な解

(6)式に省略を行って得られる

$$u/U_{\max} = -\omega + \alpha \cos \tau \quad (7a)$$

$$v/U_{\max} = -\alpha \sin \tau \quad (7b)$$

において $\alpha > 0$ とすることによって最も簡単な解が導かれる。対気速度ベクトルの軌跡が図 3 a に示されている。破線で描かれた 2 個の同心円に挟まれた環状部分が(2)式に対応する領域である。したがって対気速度ベクトルの軌跡はこの環状部分に収まっているなければならない。

$-\omega - \alpha > -1$ および $-\omega + \alpha > v$ から

$$\omega < (1 - v)/2 \quad (8)$$

$$v + \omega < \alpha < 1 - \omega \quad (9a)$$

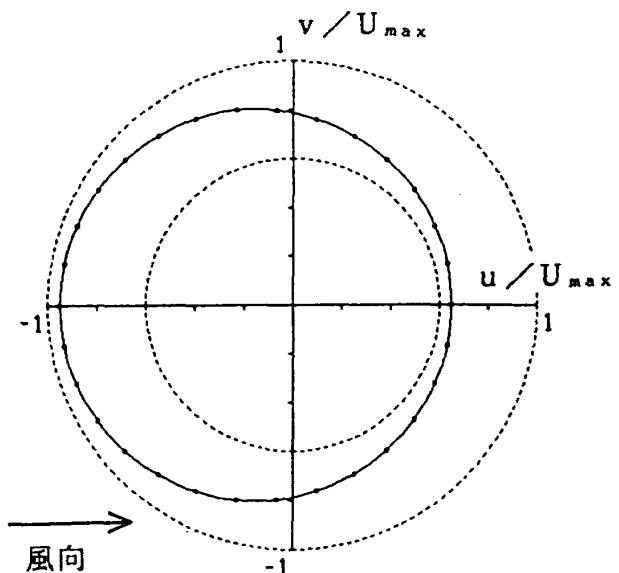


図 3a 対気速度ベクトルの軌跡

$$v = 0.6, \omega = \lambda = 0.15, \alpha = 0.8$$

できるだけ広い範囲の風速に対応するためには

$$\alpha = (1 + \nu) / 2 \quad (9b)$$

とするのが妥当である。

このタイプの解の場合には飛行可能な風速に制限があることが(8)式から分る。通常の航空機では最大速度と最小速度の差は風速に比べて十分に大きいので(8)式で述べられた制約はほとんど問題にならない。ところがマイクロ波動力航空機の場合には推進に利用できるパワーがひどく制限されており、したがって最大飛行速度を運用期間中に予測される風速の最大値を若干上回る程度に設定することが機体およびマイクロ波電力伝送設備を設計する上で有利である。超過禁止速度はこれとは別の観点から定める必要がある。他方、運用予定の高度 20km の成層圏では空気密度が地上に比べて著しく小さいので、構造設計および飛行性能の観点から許容される翼面荷重に対応する最小速度はさほど小さくならない。すなわち、(8)式の意味する制約は過酷なものである。具体例として最大速度 70m/s、最小速度 42m/s の航空機を想定するとしても許容される風速の最大値は 14m/s に過ぎない。これでは成層圏の風がとくに穏やかな季節の運用にやっと間に合う程度である。

(1)式の積分を実行することによって対地飛行経路が求められる。

$$X/(TU_{\max}) = (\alpha/2\pi) \sin \tau \quad (10a)$$

$$Y/(TU_{\max}) = (\alpha/2\pi) (\cos \tau - 1) \quad (10b)$$

(10)式は定点 $(0, -\alpha/2\pi)$ を中心とする半径 $\alpha/2\pi$ の円である。航空機は(4c)式に示されているようにこの円周上を中心からみた角速度が一定になるように飛行する。対地飛行経路の一例を図 3b に実線で示した。また風と共に移動する観測点から見た飛行経路を対気飛行経路と呼ぶことにして破線で同図中に示した。飛行経路の半径は

$$r/TU_{\max} = \alpha/2\pi \quad (11)$$

で、一見、 T の選び方次第でどうでも決まるよう見えるけれども、実際は 5 節で述べるような制約がある。

マイクロ波を伝送する必要のある領域が特定の方向に偏っていないことと、航空機の運動荷重倍数が一定になることがこの飛行経路の好ましい性

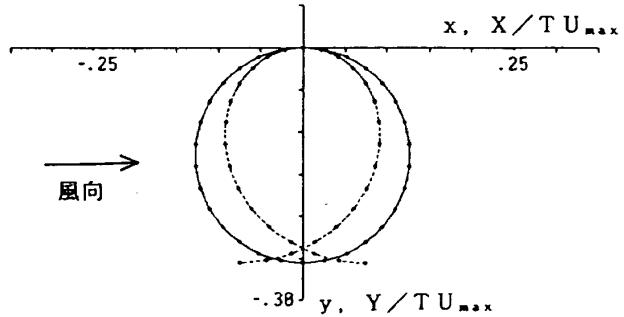


図 3b 飛行経路

$$\nu = 0.6, \omega = \lambda = 0.15, \alpha = 0.8$$

(実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路)

質である。円の中心をマイクロ波電力伝送ステーションの真上に設定すると地上から見たときに大変分かりやすい。マイクロ波動力航空機を遠隔操縦で自動的に飛行させる場合にはこのような単純な幾何学的性質を持つ飛行経路が望ましい。

5. 円型飛行経路の具体例

航空機がバンク角 ϕ をとることによって求心加速度を発生し、高度 h 半径 r の円周上を速度 αU_{\max} で釣り合い旋回を行っている場合を想定する。上向き運動荷重倍数を N とすると、よく知られている通り

$$\phi = \arccos (1/N) \quad (12)$$

$$T = 2\pi \alpha U_{\max} / (g \tan \phi) \quad (13)$$

$$r = \alpha U_{\max} T / (2\pi) \quad (14)$$

の関係がある。

図 4 を参照するとレクテナに対するマイクロ波の入射角は

$$\iota = \phi + \arctan (r/h) \quad (15)$$

横軸に荷重倍数をとりバンク角、旋回半径およびマイクロ波の入射角を縦軸にプロットすると図 5a および図 5b のようになる。文献 7 によると理論的な計算の結果として入射角 18° 以内では 80% 以上のレクテナ変換効率が得られ、入射角が 20° を超えると変換効率の低下が顕著であるとされている。大気擾乱に起因するバンク角の変動と操縦に必要なバンク角操作のための余裕を合わせて ±4° と見込むことになると、入射角の許容限界は 16° になる。したがって図 5a, b では入射角が 16° を

越える部分を破線で表している。

図5aでは飛行速度を48m/sから56m/sまで3通り変えてある。飛行速度をできるだけ低速側に

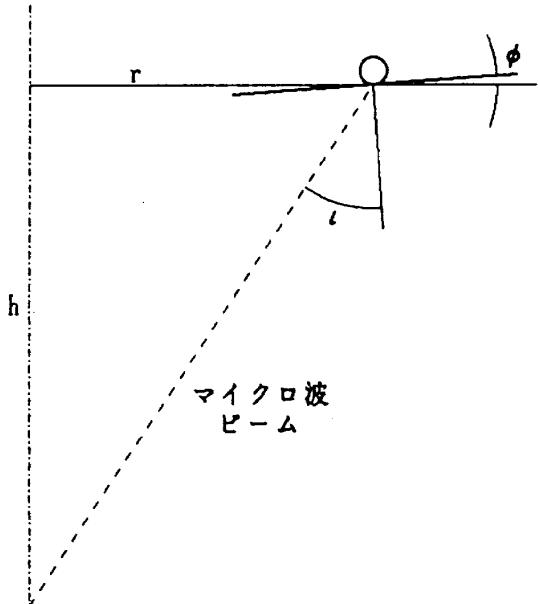


図4 バンク角操作により釣り合い旋回をする航空機

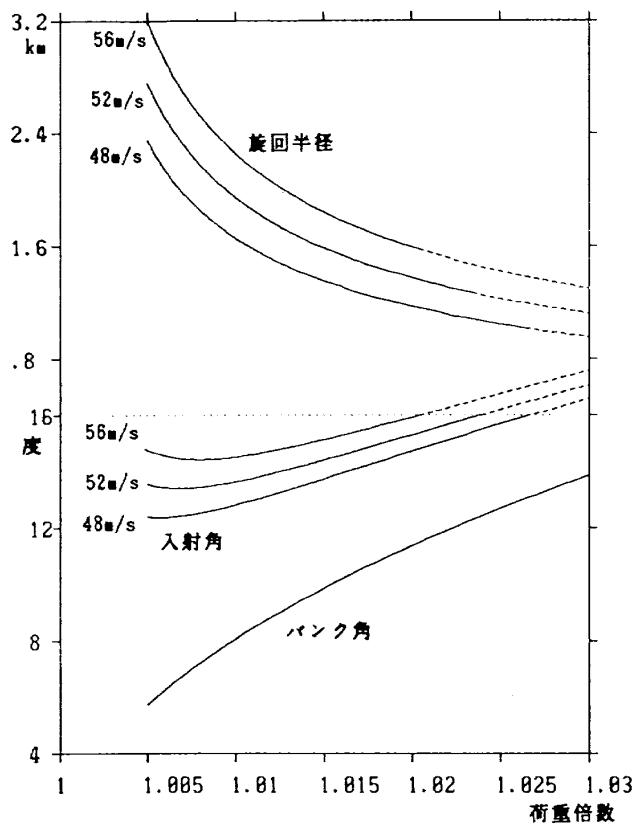


図5a バンク角、旋回半径およびマイクロ波入射角の相互関係
(高度20kmで速度を変える場合)

選ぶと入射角を許容範囲に収めることのできるバンク角の範囲が広くなり、旋回半径を選ぶことのできる範囲も拡がる。図5bでは飛行高度を18kmから22kmまで変えて同様の計算を行った結果が示されている。高度を高めると、わずかではあるが、入射角を許容範囲に収めることのできるバンク角の範囲が広くなり、旋回半径を選ぶことのできる範囲も拡がる。

$h=20\text{km}$, $\phi=8^\circ$ の場合の飛行経路の特性パラメータを表1に示す。図5a, 図5bおよび表1を参照すると、マイクロ波ビームを照射できる範囲を文献2に示されているよりも若干大きめの半径3km程度にするほうが航空機の運航の面からは好ましいことが分かる。

横滑りを併用するか、横力発生装置を採用して横力による求心加速度を追加することによって旋回半径を短縮する可能性を検討しておく。上向きおよび横向きの運動荷重倍数をそれぞれNおよびSとすると、

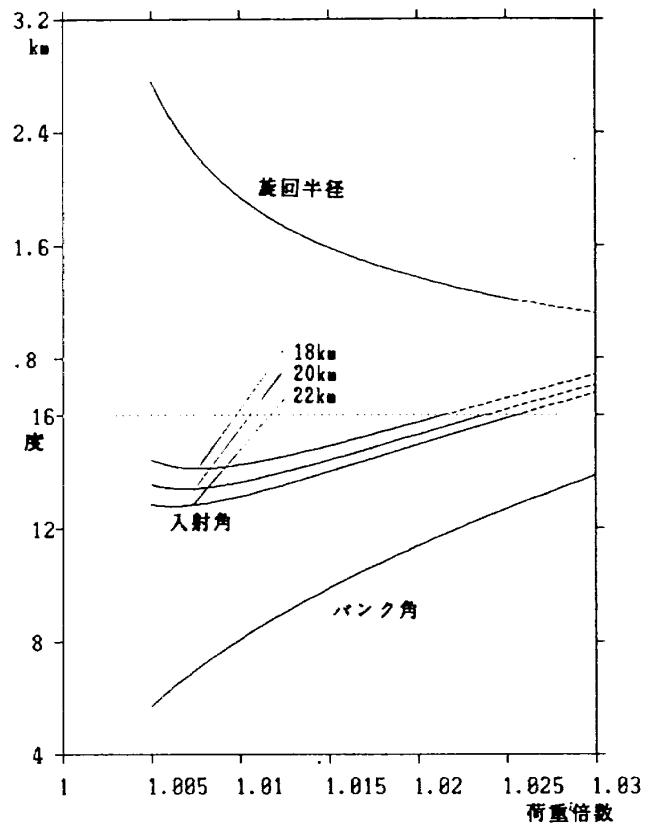


図5b バンク角、旋回半径およびマイクロ波入射角の相互関係
(速度52m/sで高度を変える場合)

表1 円型飛行経路の特性パラメータ（バンク角のみによる釣り合い旋回）

	飛行速度		
	48 m/s	52 m/s	56 m/s
上向き運動荷重倍数	1.010	1.010	1.010
横向き運動荷重倍数	0	0	0
旋回半径	1672 m	1962 m	2275 m
周期	219 sec	237 sec	255 sec
入射角	12.78°	13.60°	14.49°

表2 円型飛行経路の特性パラメータ（横力を併用する釣り合い旋回）

	横力による運動加重倍数		
	0	0.1	0.2
上向き運動荷重倍数	1.010	1.024	1.038
旋回半径	1962 m	1142 m	805 m
周期	237 sec	138 sec	97 sec
入射角	13.60°	11.27°	10.31°
バンク角	8°	8°	8°

$$N \cos \phi - S \sin \phi = 1$$

$$N \sin \phi + S \cos \phi = (U_{\max} \alpha)^2 / rg$$

これから N を消去して変形すると

$$r = (U_{\max} \alpha)^2 \cos \phi / \{g(S + \sin \phi)\} \quad (16)$$

S を消去した式に r を代入すると

$$N = \cos \phi + (S + \sin \phi) \tan \phi \quad (17)$$

飛行速度 U_{\max} $\alpha = 52 \text{ m/s}$, $\phi = 8^\circ$ の場合について、 S を 0 から 0.2 まで変えた場合に円型飛行経路の特性パラメータがどのように変わるかを表2に示した。横力の付加により旋回半径をかなり縮小できる。

6. 解の分類

ここでは対気速度の成分 u , v を時間 t の関数として与え、これを積分して航空機の位置ないし飛行経路を求める方法について考えることにする。この他に飛行経路の形状を指定して対気速度を求める問題が伊藤⁸⁾によって研究されている。

(6)式を僅かに修正すると、比較的簡単に飛行経路を解析的に誘導できるような時間の関数 u , v の少なくとも 4 種の表式を見つけることができる。

これらを類型(i)~(iv)と呼ぶことにする。

類型(i) 円型軌跡

$$u/U_{\max} = -\lambda + \alpha \cos \tau \quad (18a)$$

$$v/U_{\max} = -\alpha \sin \tau \quad (18b)$$

類型(ii) 放物線型軌跡

$$u/U_{\max} = -\lambda - 2\alpha \cos 2\tau \quad (19a)$$

$$v/U_{\max} = -\beta \sin \tau \quad (19b)$$

類型(iii) 半円型軌跡

$$u/U_{\max} = -\lambda - \alpha |\cos \tau| \quad (20a)$$

$$v/U_{\max} = -\alpha \sin \tau \quad (20b)$$

類型(iv) 二重円型軌跡

$$u/U_{\max} = -\lambda - \alpha \cos 2\tau \quad (21a)$$

$$v/U_{\max} = \alpha \sin 2\tau \times STAU \quad (21b)$$

ここで

$$STAU = \operatorname{sgn}\{(\tau + \pi/2)(\tau - \pi/2)\} \quad (21c)$$

類型(i)と類型(iv)では $\alpha \geq 0$ と考えても一般性が失われない。また $\beta \geq 0$ と考えても一般性が失われない。類型(i)と類型(ii)において $\lambda = \omega$ とすると(6)式を簡略した式が得られ、これから自動的に(4)式を簡略した姿のフーリエ級数型の解が得られる。 $\lambda \neq \omega$ の場合には飛行経路を閉じるために別途工

夫が必要になる。類型(iii)と類型(iv)はフーリエ級数ではないけれども適切な工夫をすれば閉じた飛行経路を導くことができる。これら4つの類型のいずれに対しても適当な高調波項を付加して多様なバリエーションを作ることが可能である。

7. 類型(i) 円型軌跡の解

7.1 高調波成分を付加する効果

類型(i)で $\lambda = \omega$ とおいた場合について既に4節で調べその一例

$$u/U_{\max} = -0.15 + 0.8 \cos \tau$$

$$v/U_{\max} = -0.8 \sin \tau$$

について対気速度ベクトルの軌跡と飛行経路をそれぞれ図3a, b に示した。これに高調波成分を付加し、それにともなって $\cos \tau$ および $\sin \tau$ の係数を変更した次の例について調べてみる。

$$u/U_{\max} = -0.65 + 0.56 \cos \tau$$

$$+ 0.39 \cos 2\tau + 0.22 \cos 3\tau$$

$$+ 0.09 \cos 4\tau + 0.02 \cos 5\tau$$

$$v/U_{\max} = -0.38 \sin \tau - 0.30 \sin 2\tau$$

$$- 0.20 \sin 3\tau - 0.10 \sin 4\tau - 0.02 \sin 5\tau$$

(4c)式の条件を想定し、(1)式にしたがって積分を行ふと

$$X/TU_{\max} = (1/2\pi)(0.56 \sin \tau$$

$$+ 0.195 \sin 2\tau + 0.0733 \sin 3\tau$$

$$+ 0.0225 \sin 4\tau + 0.004 \sin 5\tau)$$

$$Y/TU_{\max} = (1/2\pi)(-0.6257$$

$$+ 0.38 \cos \tau + 0.15 \cos 2\tau$$

$$+ 0.0667 \cos 3\tau + 0.025 \cos 4\tau$$

$$+ 0.004 \cos 5\tau)$$

高調波成分の付加によって ω の値を 0.65 に増加させることができた。4 節で用いた具体例に即して述べれば飛行可能な風速は 10.5 m/s から大幅に増加し 45.5 m/s に達することになる。

図6a に 対気速度ベクトルの軌跡を描いてある。軌跡の上に印された小さい円は一定の等しい時間間隔ごとに求められた対気速度ベクトルの先端の位置である。図3a の場合には小円が一様に分布していたのに対して、図6a の場合には第2象限と第3象限の境界付近に小円がひしめいているのが特徴的である。図6b に 実線で描かれた対地飛

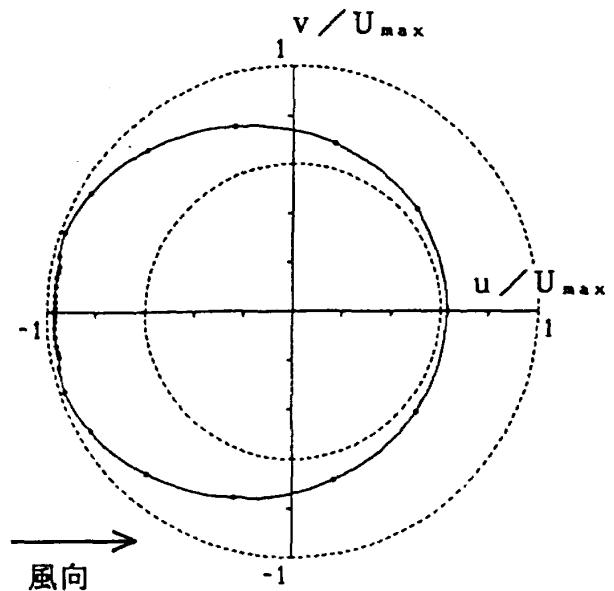


図 6a 対気速度ベクトルの軌跡（高調波の効果）
 $v = 0.6, \omega = \lambda = 0.65, \alpha = 0.8$

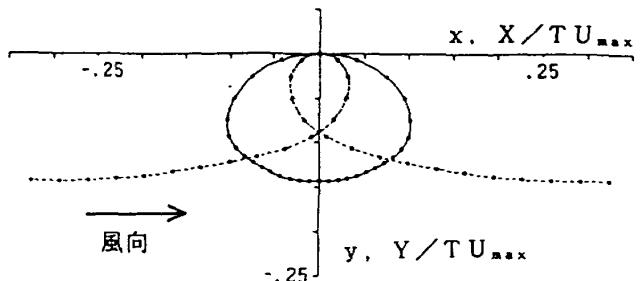


図 6b 飛行経路（高調波の効果）
 $v = 0.6, \omega = \lambda = 0.65, \alpha = 0.8$
(実線は対地飛行経路、破線は
対気飛行経路)

行経路は偏平になり、航空機はこの経路に沿って反時計回りに飛行する。同図に破線で書き込まれた対気飛行経路から、1周期のうち大部分の時間は風に正対するような方向に飛行が行われ、風に流されるのを防いでいることが分かる。このような都合の良い高調波成分を演繹的に求める方法を知らないので上述の式は試行錯誤的に求めたものである。

対気速度ベクトル軌跡図で小円を第2象限と第3象限の境界付近に意図的に集めることができれば風が強い場合に適した解が得られるものと想像がつく。

7.2 D型の飛行経路

類型(i)で $\lambda = \omega$ の場合の飛行経路をとる限り、低い風速の場合にしか飛行できないことをすでに 4 節の(7)式に関連して述べた。ここでは類型(i)で $\lambda \neq \omega$ の場合を扱うことによって、より高い風速に対応できる飛行経路を求める。

対気速度が(2)式を満足するためには

$$\lambda < (1 - v)/2 \quad (22)$$

$$v + \lambda < \alpha < 1 - \lambda \quad (23)$$

でなければならない。 λ と α の存在域を図 7 に示した。(18)式を(1)式に代入し(4c)を考慮しつつ積分すると

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda) t/T + (\alpha/2\pi) \sin \tau \quad (24a)$$

$$Y/TU_{\max} = (\alpha/2\pi) (\cos \tau - 1) \quad (24b)$$

この場合 X の値が $\tau = -\pi$ と $\tau = \pi$ で異なっており、これだけでは飛行経路が閉じない。そこで、

$$|t| \leq T/2 \text{ のとき } \tau = 2\pi t/T \quad (25a)$$

とするのに加えて、その両側に時間 T_L を付け加えて

$T/2 < |t| \leq T/2 + T_L$ のときに

$$\tau = ST \cdot \pi \quad (25b)$$

ここで

$$ST = \operatorname{sgn}(t) \quad (25c)$$

を追加する。すなわち $|t| \leq T/2$ の区間では対気速度ベクトルの軌跡を一定の角速度で回転させる

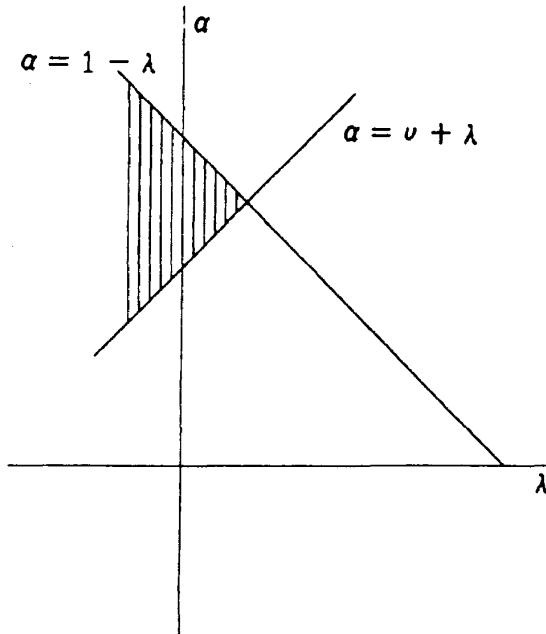


図 7 類型(i)の $\alpha \sim \lambda$ 存在域

が、その両側に追加されたそれぞれ T_L の区間では対気速度ベクトルを第 2 象限と第 3 象限の間の境界上で停止させる。追加された区間では

$$u/U_{\max} = -\lambda - \alpha \quad (26a)$$

$$v/U_{\max} = 0 \quad (26b)$$

対地飛行経路は $|t| \leq T/2$ の(24)式に加え $T/2 < |t| \leq T/2 + T_L$ では

$$X/TU_{\max} = ST \cdot \alpha/2 + (\omega - \lambda - \alpha)(t/T) \quad (27a)$$

$$Y/TU_{\max} = -\alpha/\pi \quad (27b)$$

$t = -T/2 - T_L$ と $t = T/2 + T_L$ で (X, Y) が一致し、閉じた飛行経路を形成するためには

$$T_L = -(\omega - \lambda) T / \{2(\omega - \lambda - \alpha)\} \quad (28)$$

が負でないことが必要。このとき 1 周期は

$$\alpha T / (\alpha + \lambda - \omega) \quad (29)$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_X = TU_{\max} \{ (\omega - \lambda) \tau_{\max X} / \pi + (\alpha/\pi) \sin \tau_{\max X} \} \quad (30a)$$

ここで

$$\tau_{\max X} = \arccos \{ -(\omega - \lambda) / \alpha \} \quad (30b)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_Y = TU_{\max} (\alpha/\pi) \quad (30c)$$

図 8a には対気速度ベクトルの軌跡を描いてある。これは中心が $(-\lambda, 0)$ にある半径 α の円である。 $\lambda = 0$ とすることによって大気の擾乱による速度変動に対する許容幅を大きくとることができ、

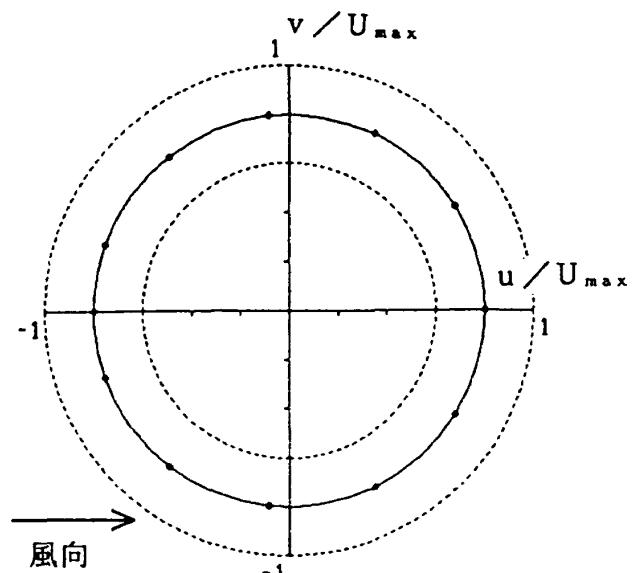


図 8a 対気速度ベクトルの軌跡

$$\nu = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$$

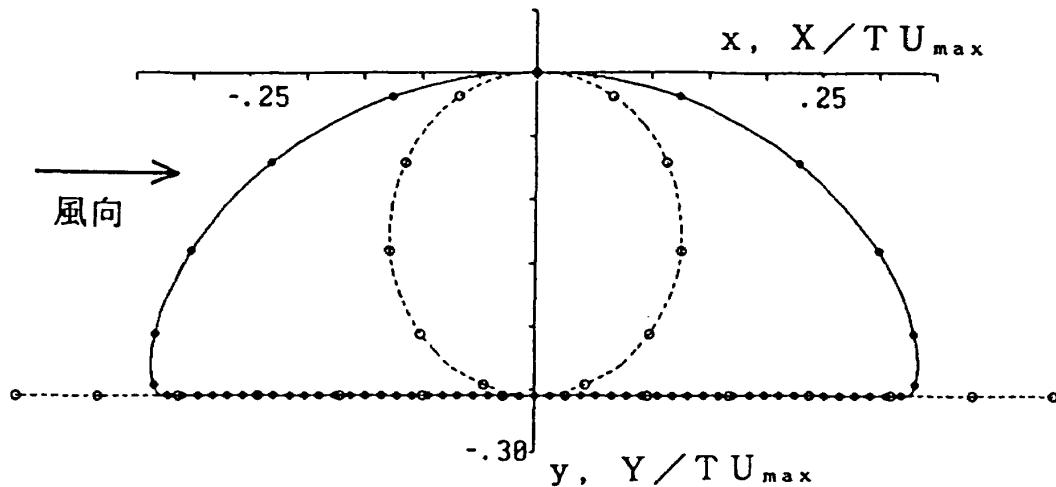


図 8b D型飛行経路

$$v=0.6, \omega=0.65, \lambda=0, \alpha=0.8$$

(実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路)

その意味では好ましい性質を持っている。図 8 b には実線で対地飛行経路、破線で対気飛行経路を描いてある。 $\text{式} 28$ から分かるように $\lambda=\omega$ とすると直線部分は無くなり、対地飛行経路は中心が $(0, -\alpha)$ にある半径 α の円になる。風速が増すと $\lambda=\omega$ とし続けることができず、直線部分が生じる。高い風速では対地飛行経路の直線部分の長さが増して、マイクロ波電力伝送領域の幅を拡げなければならなくなる。のみならず、サイクロイドから直線に移行する部分の曲率が増加し飛行制御上好ましくない。このタイプの解は文献 9 によると J. W. Sinko によって提案されたものである。

7.3 O型の飛行経路

再び類型(i)で $\lambda \neq \omega$ の場合を扱う。前述の Sinko の解は対気速度ベクトル軌跡図で小円を第 2 象限と第 3 象限の境界付近に意図的に集める操作を不連続な手法で行ったものと解釈することができる。文献 10 では同様の操作を微分方程式を用いる連続的な手法で行っている。その概要を紹介する。 τ と t を(4c)式で関係づけるかわりに $1 > \kappa > 0$ なる κ を用いて微分方程式

$$d\tau/dt = 2\pi(1+\kappa \cos \tau)/T \quad (31a)$$

と初期条件

$$t=0 \text{ で } \tau=0 \quad (31b)$$

により

$$\tau = 2 \arctan \{\sqrt{K} \tan (\pi \sqrt{1-\kappa^2} t/T)\} \quad (31c)$$

と関係づける。ここで

$$K = (1+\kappa)/(1-\kappa) \quad (31d)$$

対気速度は(18a)式と(18b)式で与えられている。 $\text{式} 22$ と $\text{式} 23$ が要求されることは Sinko の解の場合と同様である。(31a)式を考慮しつつ、航空機が時刻 $t=0$ で原点を通過するように $dX/dt=w+u$ および $dY/dt=v$ を積分する。

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= \{1/\pi(1-\kappa)\}(\alpha/\kappa - \alpha)(\tau/2) \\ &\quad - \{1/\pi(1-\kappa)\}\{(\alpha/\kappa - \omega + \lambda)/\sqrt{K}\} \\ &\quad \times \arctan \{\tan(\tau/2)/\sqrt{K}\} \end{aligned} \quad (32a)$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{\max} &= -(a/2\pi\kappa) [\log \{\tan^2(\tau/2)+1\} \\ &\quad - \log \{\tan^2(\tau/2)+K\} + \log K] \end{aligned} \quad (32b)$$

$\tau=-\pi$ と $\tau=\pi$ で X 座標を一致させると閉じた飛行経路が得られる。この条件は

$$\kappa = 2\{(\omega-\lambda)/\alpha\}/[1+(\omega-\lambda)/\alpha]^2 \quad (33)$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_x &= TU_{\max} \{1/\pi(1-\kappa)\} \times (\alpha/\kappa - \alpha) \tau_{\max x} \\ &\quad - 2/\{\pi(1-\kappa)\} \{(\alpha/\kappa - \omega + \lambda)/\sqrt{K}\} \\ &\quad \times \arctan \{\tan(\tau_{\max x}/2)/\sqrt{K}\} \end{aligned} \quad (34a)$$

ここで

$$\tau_{\max x} = \arccos \{-(\omega-\lambda)/\alpha\} \quad (34b)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

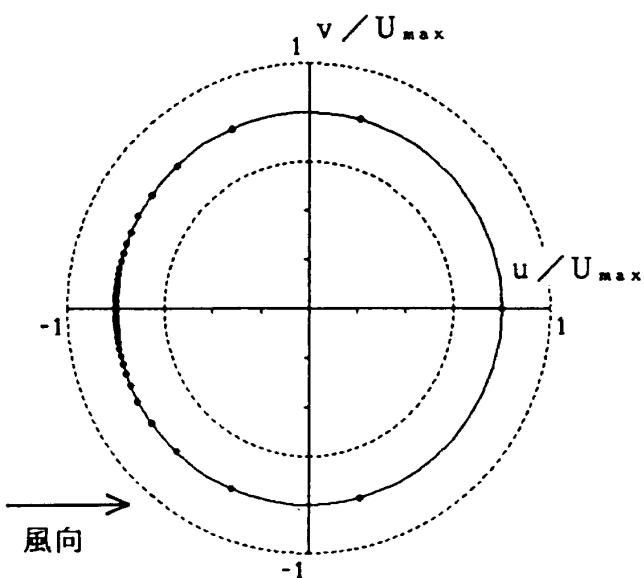


図 9a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$

$$b_Y = TU_{\max}(\alpha/2\pi\kappa)\log K \quad (34c)$$

図 9a には $v = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$ の場合の対気速度ベクトルの軌跡を描いてある。これは中心が $(0, 0)$ にある半径 α の円であり、小円は第 2 象限と第 3 象限の境界附近に集まっている。図 9b には実線で対地飛行経路、破線で対気飛行経路を描いてある。対地飛行経路に直線部分はなくなり、橢円に近い曲率変化の小さい形状が得られる。高い風速すなわち β がかなり大きな値になると $\tau = 0$ 附近で急速に機首の方向を変える必要が生じることが対気飛行経路から知られる。

8. 類型(iii) 放物線型軌跡の解

8.1 対気速度ベクトル

(19a)式と(19b)式から τ を消去すると

$$u/U_{\max} = -\lambda - 2\alpha + 4(\alpha/\beta^2)(v/U_{\max})^2 \quad (35)$$

$\beta \geq 0$ と考える。対気速度ベクトルの軌跡はこの放物線のうち頂点 $(-\lambda - 2\alpha, 0)$ を含む $(-\lambda + 2\alpha, -\beta)$ から $(-\lambda + 2\alpha, \beta)$ までの部分である。図 12a には α を意図的にわずかにずらした図を描いてある。 $\tau = -\pi$ で $(-\lambda - 2\alpha, 0)$ を出発し、放物線の上側の枝を進んで $\tau = -\pi/2$ で $(-\lambda + 2\alpha, \beta)$ に達し、もと来た道をたどって $\tau = 0$ で $(-\lambda - 2\alpha, 0)$ に戻る。 $\tau = \pi$ までは放物線の下側の枝に沿って同じことが繰り返される。

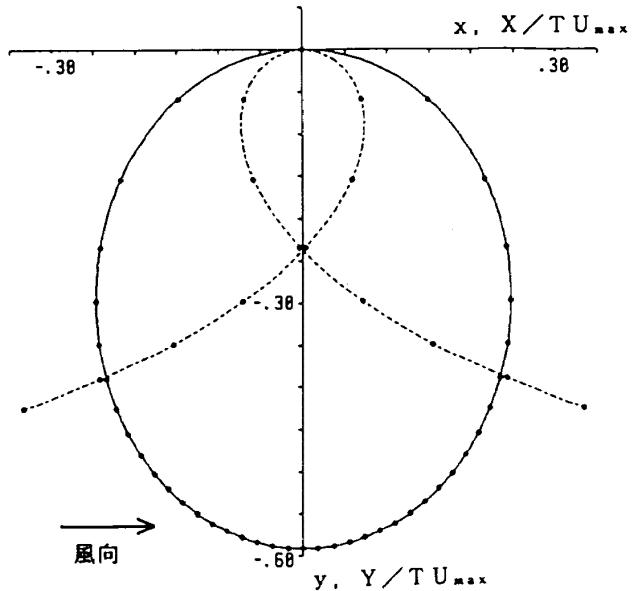


図 9b O型飛行経路
 $v = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$
 (実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路)

まず、対気速度が(2)式を満足するような α, β を求める方法について述べる。放物線と同心円の位置関係は図 10a ~ d に示されているように 4 通りある。ただし、対地飛行経路が閉じるために対地速度 $u + w$ を 1 周期にわたって積分したものが 0 でなければならず、風速 w が 0 または正であることを考慮すると対気速度成分 u は概ね負の値でなければならない。したがって図 10c の場合には許容できる風速 w の範囲が小さい。図 10d の場合に対気速度成分 u が必ず正になるので無意味である。図 10a ~ c に対応する条件を数式で表すとケース A ~ C のようになる。

ケース A

v と λ を指定した時に次に述べる① ② ③を同時に満足するような α と β を求める。

① 頂点が u 軸の負の側にある条件

$$-v > -\lambda - 2\alpha > -1$$

② 放物線の端が外側の円の内部にある条件

$$(-\lambda + 2\alpha)^2 + \beta^2 < 1$$

③ 放物線が内側の円と交わらない条件

$$\alpha < 0 \text{ または }$$

$$\alpha \geq 0 \text{ かつ } (\beta^2/4\alpha)$$

$$\geq 2(\lambda + 2\alpha) - 2\sqrt{(\lambda + 2\alpha)^2 - v^2}$$

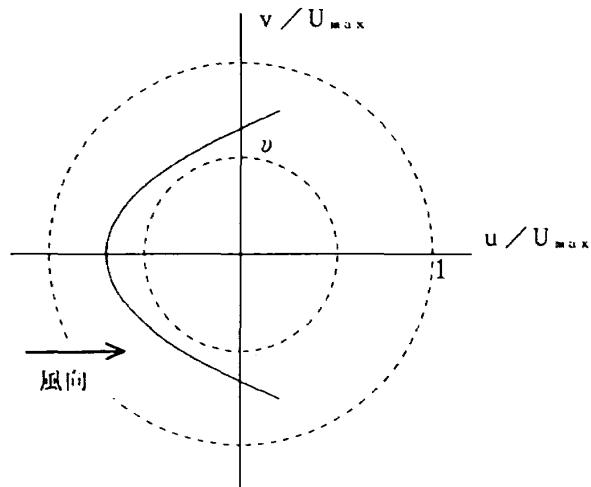


図10a ケースA

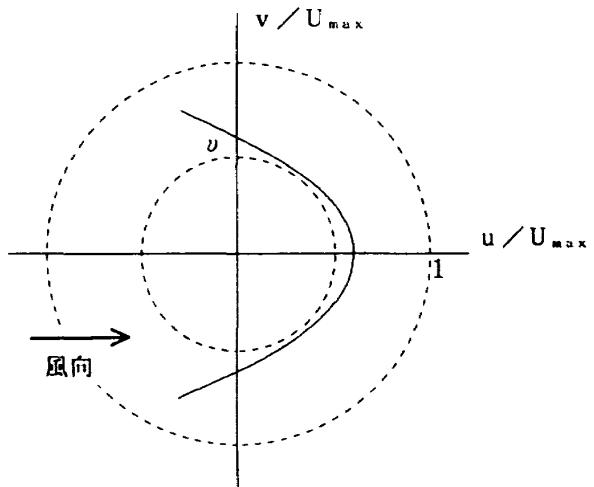


図10c ケースC

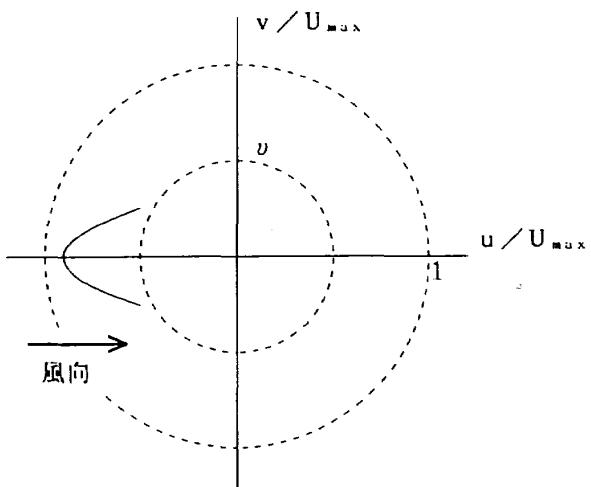


図10b ケースB

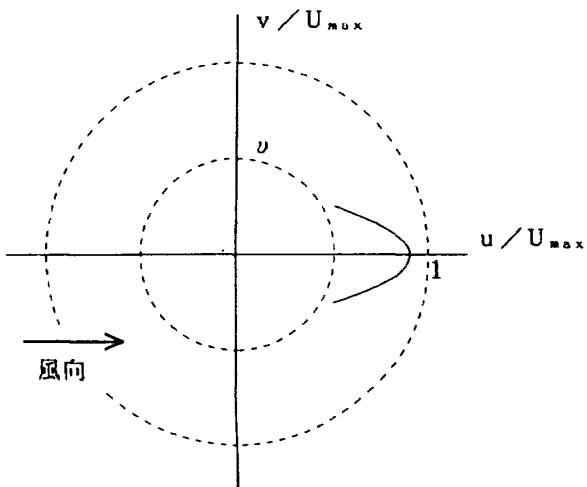


図10d

図10 放物線と同心円の位置関係

ケースB

v と λ を指定した時に次に述べる①②③④を同時に満足するような α と β を求める。

- ① 頂点が u 軸の負の側にある条件

$$-v > -\lambda - 2\alpha > -1$$

- ② 放物線の端が外側の円の内部にある条件

$$(-\lambda + 2\alpha)^2 + \beta^2 < 1$$

- ③ 放物線の延長部が内側の円と交わる条件

$$\alpha \geq 0 \text{ かつ } (\beta^2 / 4\alpha) < 2(\lambda + 2\alpha) \\ -2\sqrt{(\lambda + 2\alpha)^2 - v^2}$$

- ④ 放物線の端が内側の円の外部にある条件

$$-\lambda + 2\alpha < -\beta^2 / 8\alpha \text{ かつ} \\ (-\lambda + 2\alpha)^2 + \beta^2 > v^2$$

ケースC

v と λ を指定した時に次に述べる①②③を同時に満足するような α と β を求める。

- ① 頂点が u 軸の正の側にある条件

$$1 > -\lambda - 2\alpha > v$$

- ② 放物線の端が外側の円の内部にある条件

$$(-\lambda + 2\alpha)^2 + \beta^2 < 1$$

- ③ 放物線が内側の円と交わらない条件

$$\alpha > 0 \text{ または}$$

$$\alpha \leq 0 \text{ かつ}$$

$$(\beta^2 / 4\alpha) \leq 2(\lambda + 2\alpha) + 2\sqrt{(\lambda + 2\alpha)^2 - v^2}$$

いずれのケースでも α と β を実際に求めるのはいささか煩わしい計算になる。3つのケースについて、 $v = 0.6$ で α と β が取り得る値の範囲を λ に対

して図示した例を示す。ケース A の場合には広い範囲の正値 λ に対応して α と β を求めることができる。図 11a～f は λ を 0.2 から 0.95 まで 0.15 刻みで変えて計算した結果である。

ケース B の場合には比較的大きい正値 λ に対応してだけ α と β を求めることができる。図 11g～i は λ を 0.65 から 0.95 まで 0.15 刻みで変えて計算した結果である。ケース B の場合の α ～ β 存在域は同一の λ に対して求められたケース A の α ～ β 存在域と接続している。

ケース C はケース A と $\alpha=0$ に関して対称な領域になる。しかし、得られた α と β から計算される対気速度の成分 u が適正であるのは $\lambda=-0.2$ 付近の場合だけである。図 11j はこの場合の計算例である。

指定された λ に対して α と β が求められると (19a) 式と (19b) 式を用いて対気速度ベクトルの軌跡を描くことができる。図 12a に軌跡を 2 例描いてある。大きい方の軌跡は $v=.6$, $\omega=.3$, $\alpha=.3$, $\beta=.8$ の場合であり、小さい方の軌跡は $v=.6$, $\omega=.8$, $\alpha=-.05$, $\beta=.8$ の場合である。

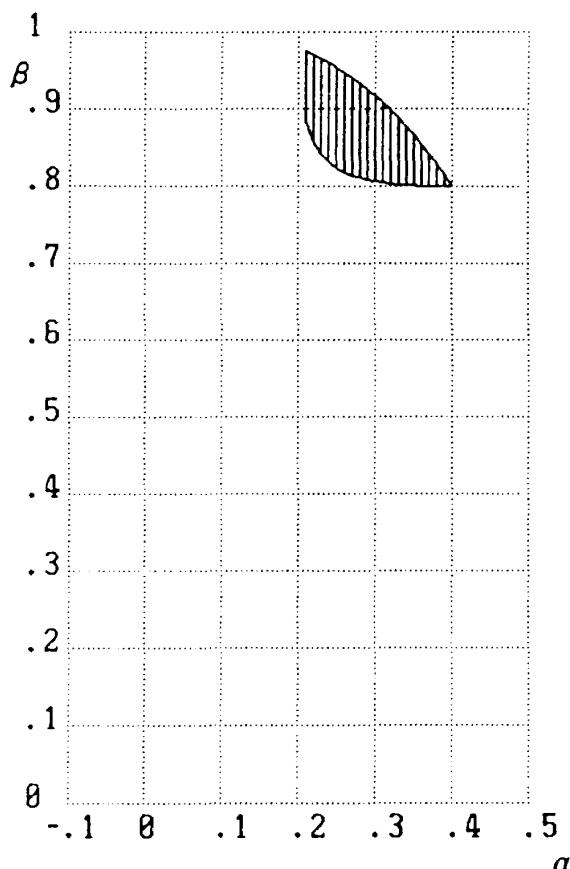


図 11a ケース A の α ～ β の存在域 ($\lambda=0.2$)

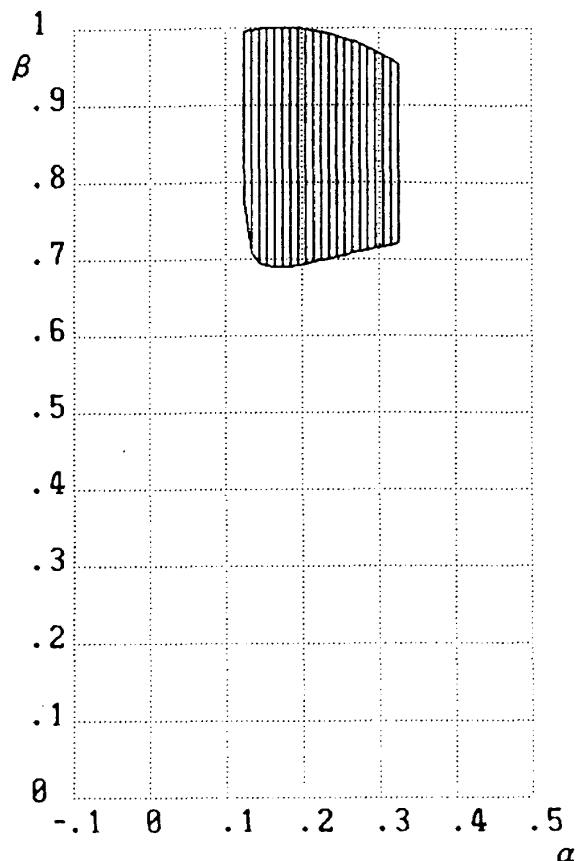


図 11b ケース A の α ～ β の存在域 ($\lambda=0.35$)

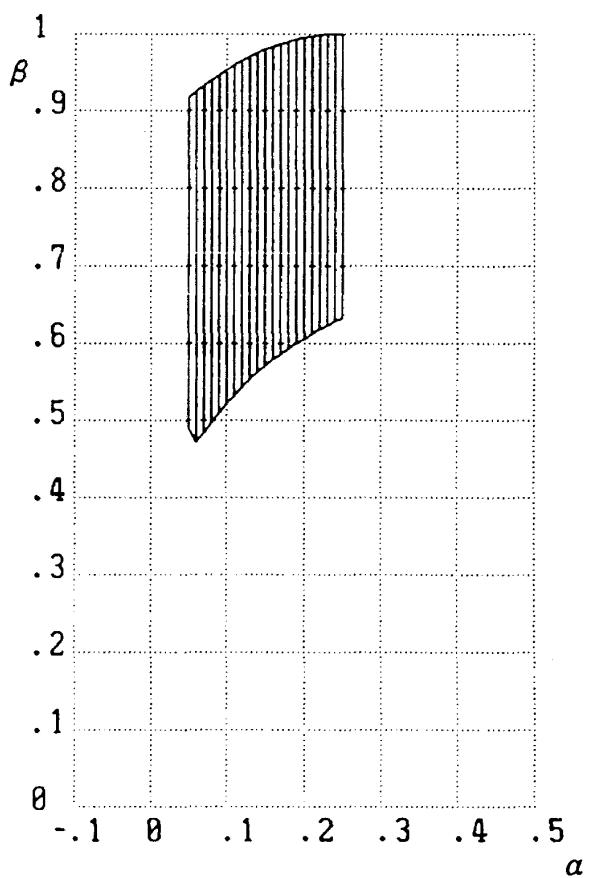
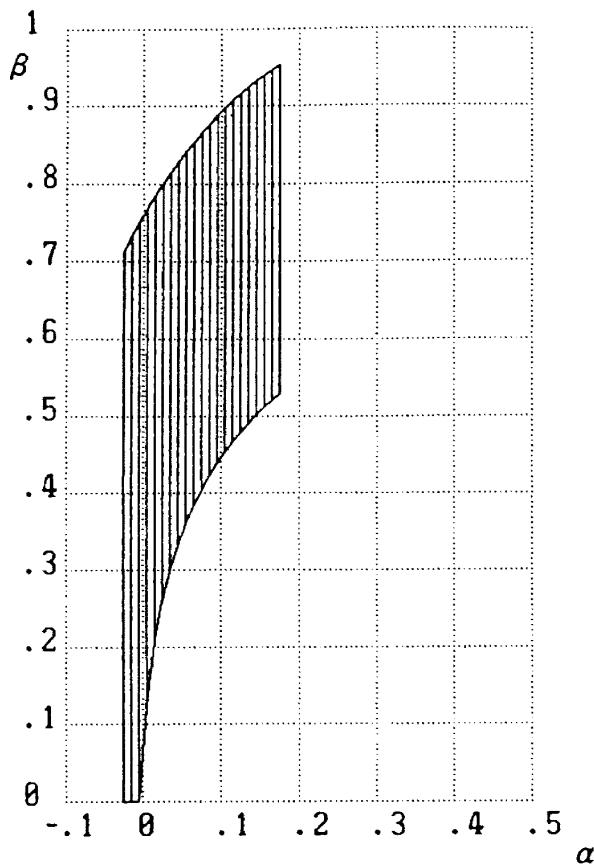
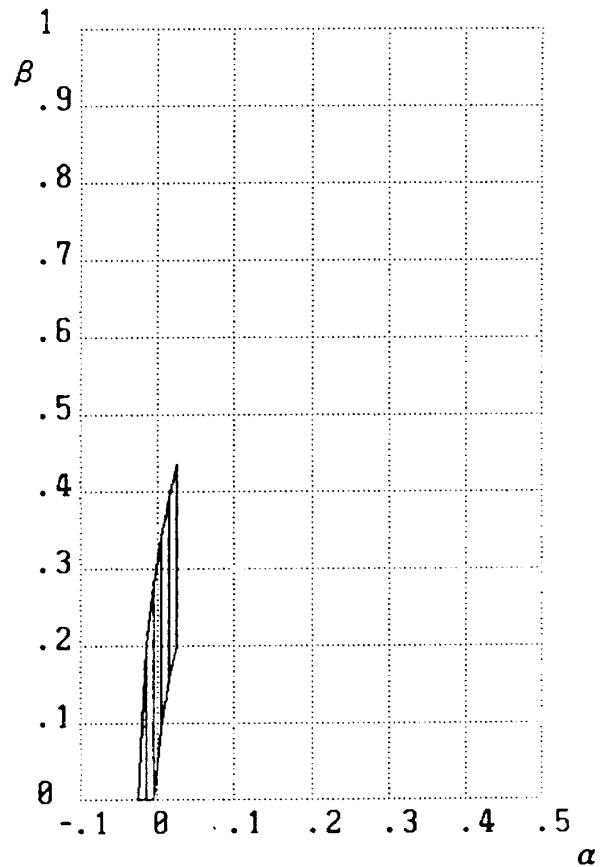
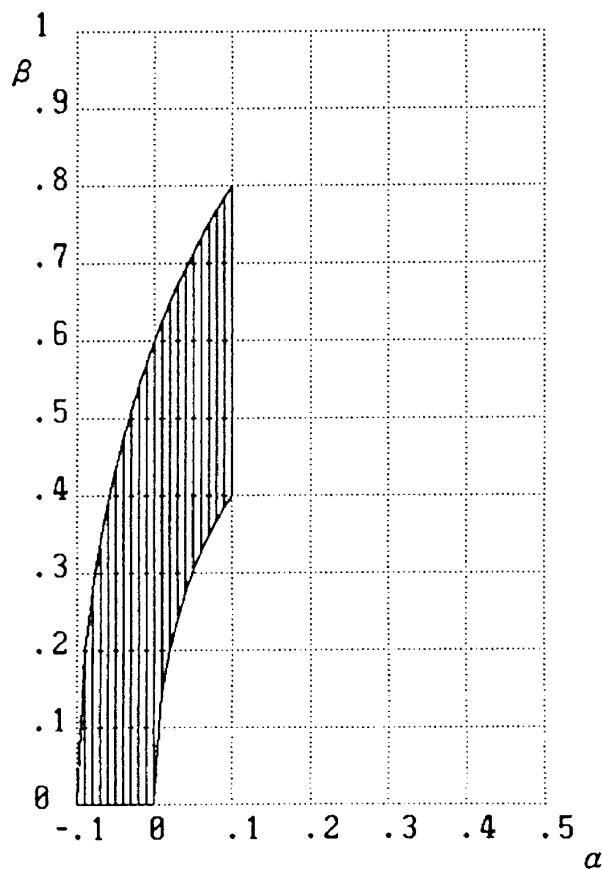
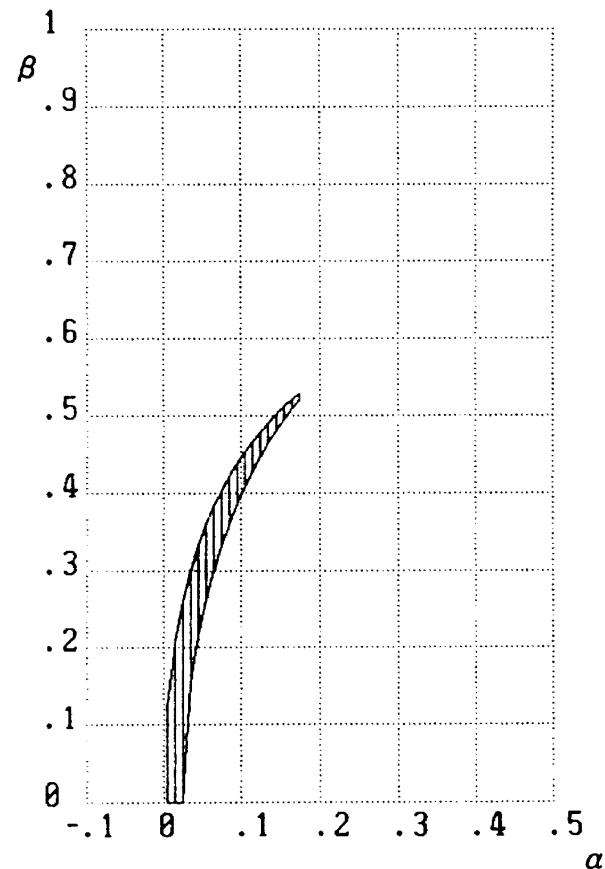


図 11c ケース A の α ～ β の存在域 ($\lambda=0.5$)

図11d ケースAの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.65$)図11f ケースAの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.95$)図11e ケースAの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.8$)図11g ケースBの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.65$)

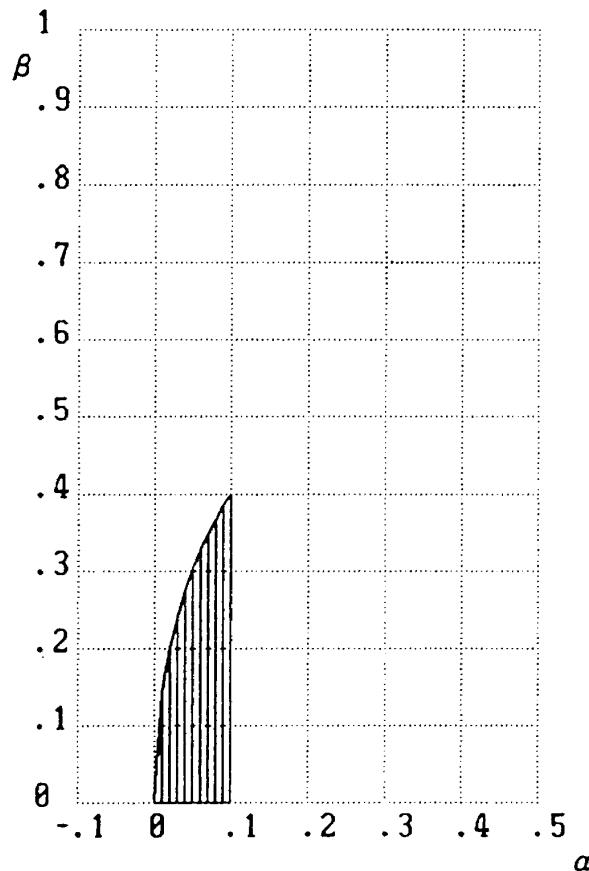
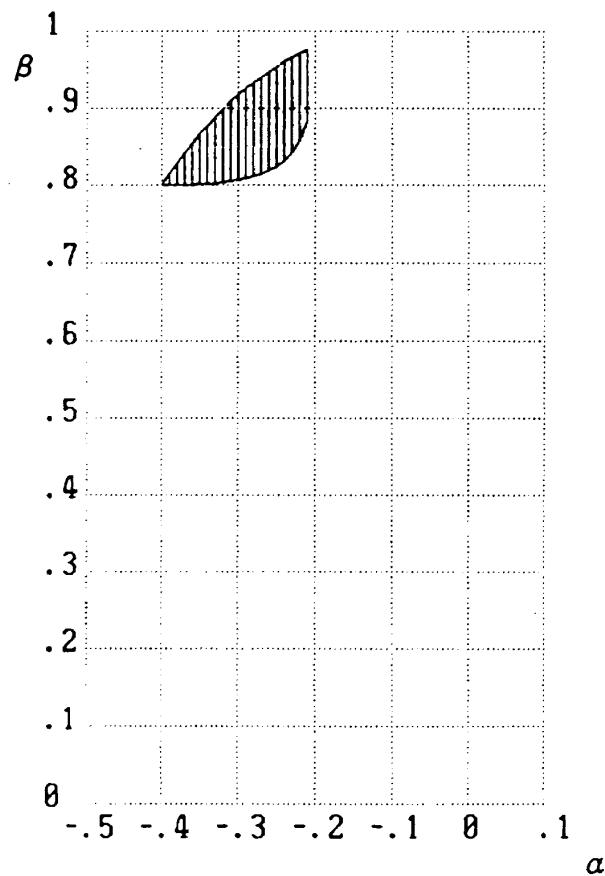
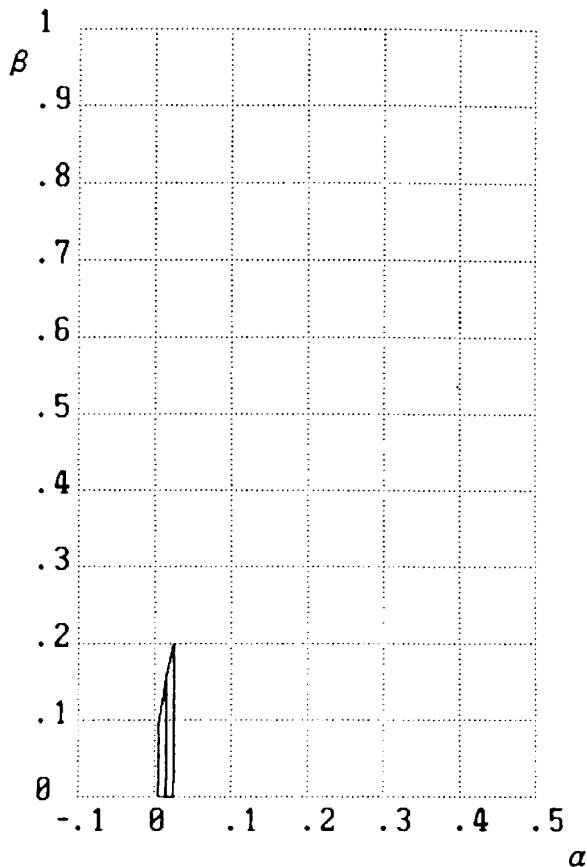
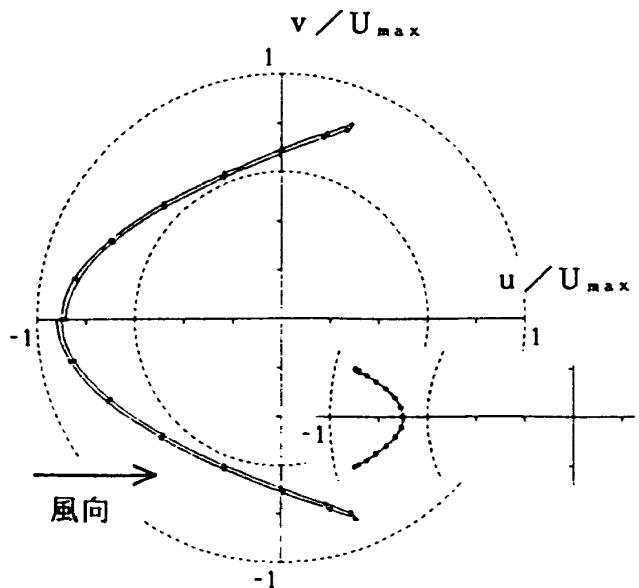
図11h ケースBの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.8$)図11j ケースCの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=-0.2$)図11i ケースBの $\alpha\sim\beta$ の存在域 ($\lambda=0.95$)

図12a 対気速度ベクトルの軌跡

$v=0.6, \omega=\lambda=0.3, \alpha=0.3, \beta=0.8$ および
 $v=0.6, \omega=\lambda=0.3, \alpha=-0.05, \beta=0.2$

8.2 飛行経路

8.1 節で見たようにケース A とケース B の場合の $\alpha \sim \beta$ 存在域が接続されて $0.2 \leq \lambda \leq 0.95$ の λ に対応して広い範囲の α と β を求めることができる。すなわち幅広い風速範囲にわたって $\omega = \lambda$ の条件を満たすことができる。したがって通常は $\omega = \lambda$ を想定し、(4c)式を考慮しつつ(1)式により u, v を積分して閉じた対地飛行経路を自動的に求める。

$$X/TU_{\max} = -(1/2\pi)\alpha \sin 2\tau \quad (36a)$$

$$Y/TU_{\max} = (1/2\pi)\beta (\cos \tau - 1) \quad (36b)$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_x/TU_{\max} = |\alpha|/\pi \quad (37a)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_y/TU_{\max} = \beta/\pi \quad (37b)$$

図12b に実線で対地飛行経路、破線で対気飛行経路を描いてある。上側の図が $v = .6, \omega = .3, \alpha = .3, \beta = .8$ の場合であり、下側の図が $v = .6, \omega = .8, \alpha = -.05, \beta = .2$ の場合である。

さらに風速が低い場合にまで類型(ii)の解を適用しようとするなど、 $\omega \neq \lambda$ の場合を扱う場合には 8.3 節と 8.4 節で述べる手法を適用すればよい。

8.3 風速が低い場合の解（その 1）

$\tau = \pm \pi/2$ でそれぞれ T_L のあいだ対気速度ベクトルの動きを止めてみる。すなわち(4c)式の代わりに次のように τ と t の関係を規定する。

$$|t| \leq T/4 \text{ で } \tau = 2\pi t/T \quad (38a)$$

$$T/4 < |t| \leq T/4 + T_L \text{ で}$$

$$\tau = ST \cdot \pi/2 \quad (38b)$$

$$T/4 + T_L \leq |t| < T/2 + T_L \text{ で}$$

$$\tau = 2\pi(t - ST \cdot T_L)/T \quad (38c)$$

前述の τ と t の関係を考慮して(19a)式と(19b)式を(1)式にしたがって積分すると

$$|t| \leq T/4 \text{ で}$$

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda)t/T - (\alpha/2\pi) \sin(4\pi t/T) \quad (39a)$$

$$Y/TU_{\max} = (\beta/2\pi)(\cos(2\pi t/T) - 1) \quad (39b)$$

$$T/4 < |t| \leq T/4 + T_L \text{ で}$$

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda)t/T + 2\alpha(t/T - ST/4) \quad (39c)$$

$$Y/TU_{\max} = -\beta/2\pi + \beta(1/4 - ST \cdot t/T) \quad (39d)$$

$$T/4 + T_L < |t| \leq T/2 + T_L \text{ で}$$

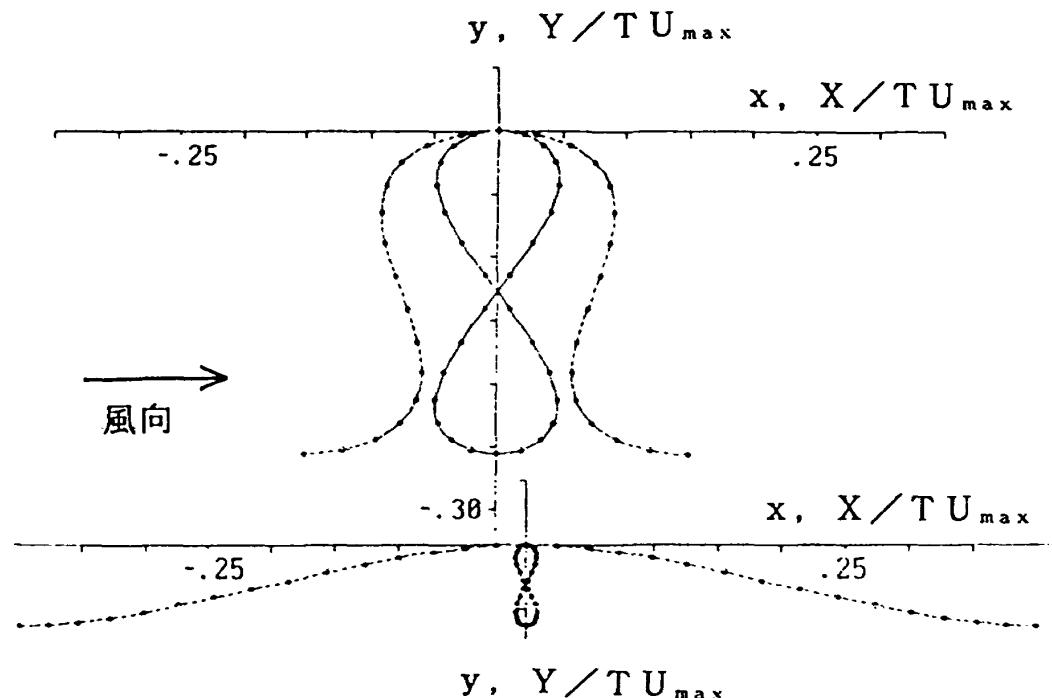


図12b 飛行経路

$v = 0.6, \omega = \lambda = 0.3, \alpha = 0.3, \beta = 0.8$ および

$v = 0.6, \omega = \lambda = 0.3, \alpha = -.05, \beta = 0.2$

(実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路)

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= (\omega - \lambda) t/T + ST \cdot 2\alpha T_L/T \\ &\quad - (\alpha/2\pi) \sin \{4\pi(t - ST \cdot T_L)/T\} \end{aligned} \quad (39e)$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{\max} &= -\beta T_L/T + (\beta/2\pi) \\ &\times [\cos \{2\pi(t - ST \cdot T_L)/T\} - 1] \end{aligned} \quad (39f)$$

$t = -T/2 - T_L$ と $t = T/2 + T_L$ で座標を一致させて閉じた飛行経路を構成するためには、8.1節で述べた方法によって決定される λ, α および β に対して

$$T_L = -(\omega - \lambda) T / \{2(\omega - \lambda + 2\alpha)\} \quad (40)$$

が正の値をとることが必要である。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_X/TU_{\max} &= (\omega - \lambda) \tau_{\max X}/\pi \\ &\quad - (\alpha/\pi) \sin 2\tau_{\max X} \end{aligned} \quad (41a)$$

ここに

$$\tau_{\max X} = -\arccos \{(\omega - \lambda)/2\alpha\}/2 \quad (41b)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_Y/TU_{\max} = \beta/\pi + \beta T_L/T \quad (41c)$$

$v = .6, \omega = 0, \lambda = .2, \alpha = .3, \beta = .9$ の場合について対気速度ベクトルの軌跡を図13aに示した。図13bには対地飛行経路を示した。対地飛行経路の Y 方向の幅が増加している。この場合は風速が0であるから対気飛行経路は対地飛行経路と一致する。このタイプの解は7.2節と類似の考え方によって導かれたものであるけれども飛行経路の直線部分が滑らかに曲線部分と繋がっている。

8.4 風速が低い場合の解（その2）

対気速度ベクトルの回転角速度を制御して、(4c)式の代わりに $0 < \kappa < 1$ を用いて次のように τ と t の関係を規定する。

$$d\tau/dt = 2\pi(1 - \kappa|\sin \tau|)/T \quad (42a)$$

および初期条件

$$t=0 \text{ で } \tau=0 \quad (42b)$$

これより

$$\begin{aligned} \tau &= 2\arctan [\sqrt{1-\kappa^2} \tan \{\pi\sqrt{1-\kappa^2} t/T \\ &\quad + \arctan(-ST \cdot \kappa/\sqrt{1-\kappa^2})\} + \kappa] \end{aligned} \quad (43)$$

(42a)式を考慮しつつ(19a)式と(19b)式を(1)式にしたがって積分すると

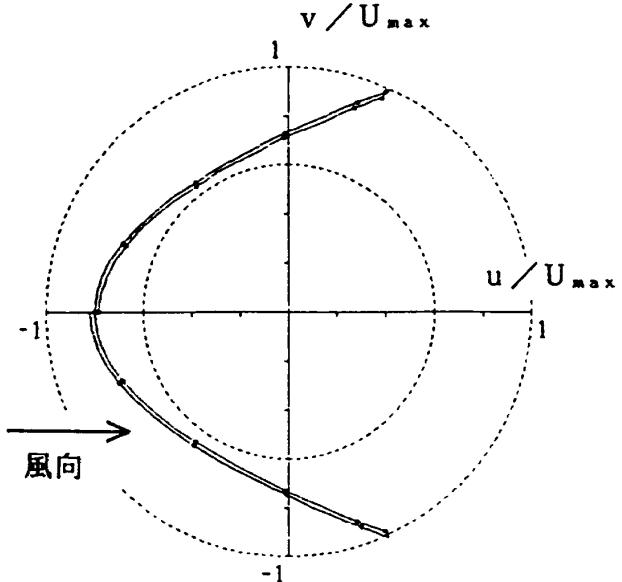


図13a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v = 0.6, \omega = 0, \lambda = 0.2, \alpha = 0.3, \beta = 0.9$

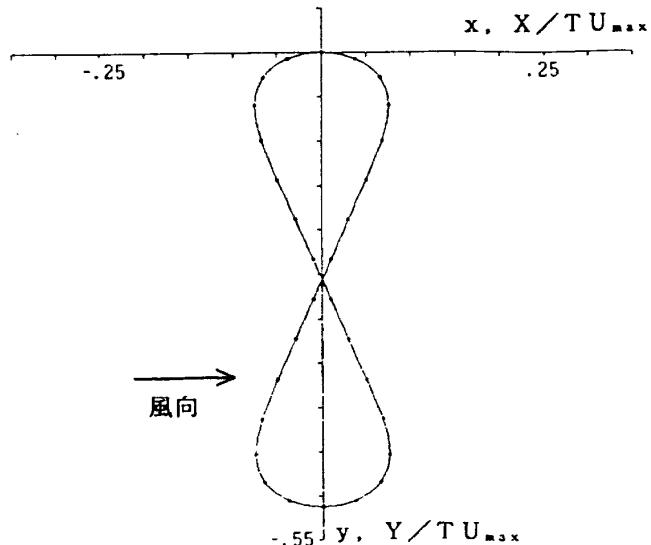


図13b 飛行経路
 $v = 0.6, \omega = 0, \lambda = 0.2, \alpha = 0.3, \beta = 0.9$

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= (1/\pi) \{ \omega - \lambda - 2\alpha(1 - 2/\kappa^2) \} \\ &\times [\arctan \{ \tan(\tau/2) - ST \cdot \kappa \} / \sqrt{1 - \kappa^2}] \\ &- \arctan \{ -ST \cdot \kappa / \sqrt{1 - \kappa^2} \} / \sqrt{1 - \kappa^2} \\ &- (\alpha/\pi) \{ (2 \cdot ST/\kappa) (-\cos \tau + 1) \\ &+ 2\tau/\kappa^2 \} \end{aligned} \quad (44a)$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{\max} &= \beta \tau \cdot ST / \pi \kappa - (\beta \cdot ST / \pi \kappa) \\ &\times [\arctan \{ \tan(\tau/2) - \kappa \cdot ST \} / \sqrt{1 - \kappa^2}] \end{aligned}$$

$$-\arctan(-\kappa \cdot ST/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \quad (44b)$$

$\tau = \pi$ となる時刻は、 $t_+/T = \{\pi/2 - \arctan(-\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})\}/(\pi\sqrt{1-\kappa^2})$ であり、 $\tau = -\pi$ となる時刻は $t_-/T = -t_+/T$ である。飛行経路が閉じるために $\tau = \pi$ と $\tau = -\pi$ で X 座標が一致する必要がある。この条件から導かれる

$$\kappa = -\sqrt{1-\kappa^2} \times \tan[\pi/2 - \alpha\sqrt{1-\kappa^2}(4\kappa+2\pi)/\{(\omega-\lambda-2\alpha)\kappa^2+4\alpha\}] \quad (45)$$

を逐次近似法で解いて κ を決める。Y 座標はもともと一致している。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_x/TU_{max} &= (2/\pi)\{\omega-\lambda-2\alpha(1-2/\kappa^2)\} \\ &\times [\arctan[\{\tan(\tau_{max}x/2)+\kappa\}/\sqrt{1-\kappa^2}] \\ &- \arctan(\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \\ &- (\alpha/\pi)\{(-4/\kappa)(-\cos\tau_{max}x+1) \\ &+ 4\tau_{max}x/\kappa^2\} \end{aligned} \quad (46a)$$

$\tau_{max}x$ は(41b)式で定められる。

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_y/TU_{max} &= \beta/2\kappa - (\beta/\pi\kappa) \times [\pi/2 \\ &- \arctan(-\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \end{aligned} \quad (46b)$$

8.3 節と同じ、 $v = .6$, $\omega = 0$, $\lambda = .2$, $\alpha = .3$, $\beta = .9$ の場合について対気速度ベクトルの軌跡を図14a に示した。図14b には対地飛行経路を示した。対地飛行経路の Y 方向の幅は図13b と比較してもさらに増加している。この場合にも風速が 0 であるから対気飛行経路は対地飛行経路と一致する。

9. 類型(iii) 半円型軌跡の解

9.1 風速が低くない場合の解

(20a)式と(20b)式から τ を消去すると

$$(u/U_{max}+\lambda)^2 + (v/U_{max})^2 = \alpha^2 \quad (47)$$

が得られ、対気速度ベクトルの軌跡は中心が $(-\lambda, 0)$ にある半径 α の半円弧であることが分る。この軌跡の u 軸との交点は $(-\lambda-\alpha, 0)$ 、半円弧の端は $(-\lambda, \pm\alpha)$ である。10節で検討したのと同じ理由から対気速度ベクトルが u 軸と交わる点が u 軸の負の側にある場合を考える。すなわち、

$$-1 < -\lambda - \alpha < -v \quad (48)$$

図16a には半径 α を意図的にわずかにずらした図を描いてある。 $\tau = -\pi$ で $(-\lambda-\alpha, 0)$ を出発し、

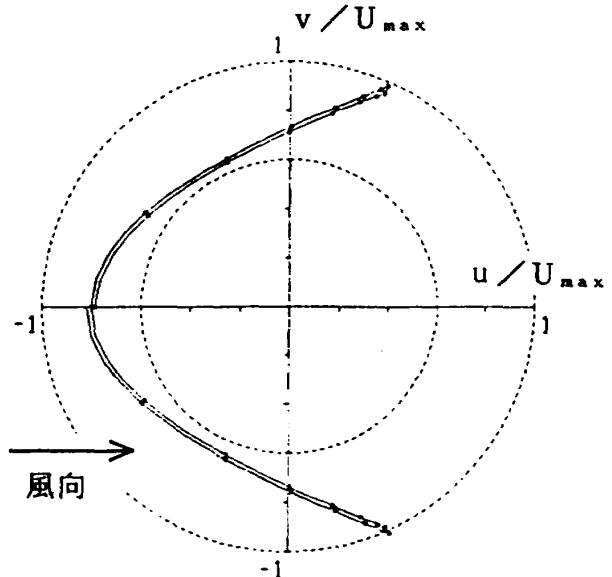


図14a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v = 0.6, \omega = 0, \lambda = 0.2, \alpha = 0.3, \beta = 0.9$

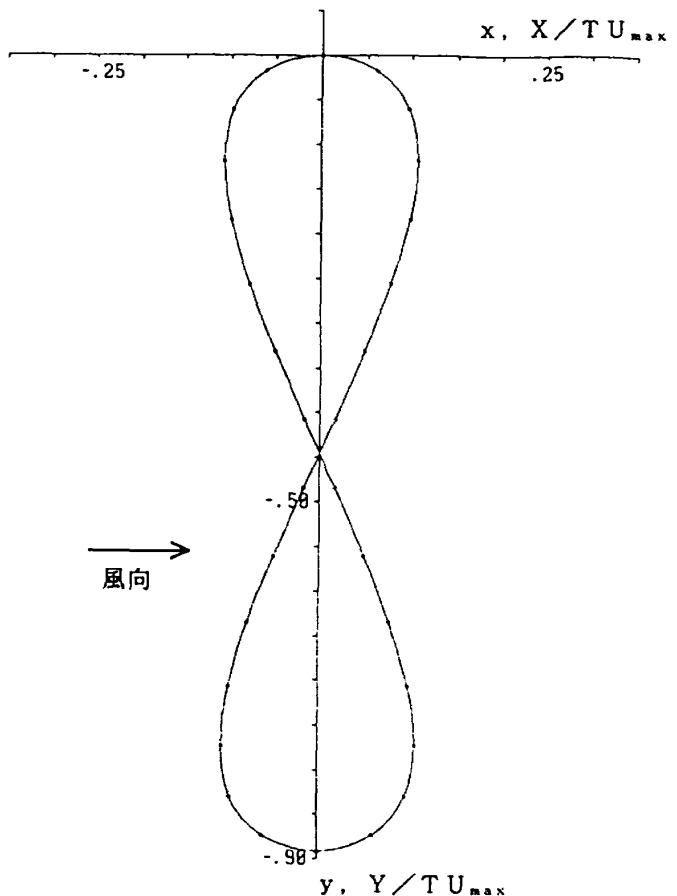


図14b 飛行経路
 $v = 0.6, \omega = 0, \lambda = 0.2, \alpha = 0.3, \beta = 0.9$

円弧の上側を時計回りに回って $\tau = -\pi/2$ で $(-\lambda, \alpha)$ に達し、もと来た道をたどって $\tau = 0$ で $(-\lambda-\alpha, 0)$ に戻る。 $\tau = \pi$ までは円弧の下側部分に沿って

同じことが行われる。このときに対気速度が(2)式を満足するような α は次の 3 ケースである。

ケース A 次に述べる 2 つの条件が同時に満足される場合

- ① 半円弧が u 軸の負の側に開いている条件

$$\alpha \leq 0$$

- ② 半円弧の端が外側の円の内部にある条件

$$\lambda^2 + \alpha^2 < 1$$

ケース B 次に述べる 2 つの条件が同時に満足される場合

- ① 半円弧が u 軸の正の側に開いて、その半径が内側の円よりも大きい条件

$$\alpha \geq u$$

- ② 半円弧の端が外側の円の内部にある条件

$$\lambda^2 + \alpha^2 < 1$$

ケース C 次に述べる 2 つの条件が同時に満足される場合

- ① 半円弧が u 軸の正の側に開いて、その半径が内側の円よりも小さい条件

$$u \geq \alpha \geq 0$$

- ② 半円弧の端が内側の円の外部にある条件

$$\lambda^2 + \alpha^2 \geq u^2$$

図15には v を指定した場合に(2)式を満足するような α と λ の組み合わせをケース A, B および C に

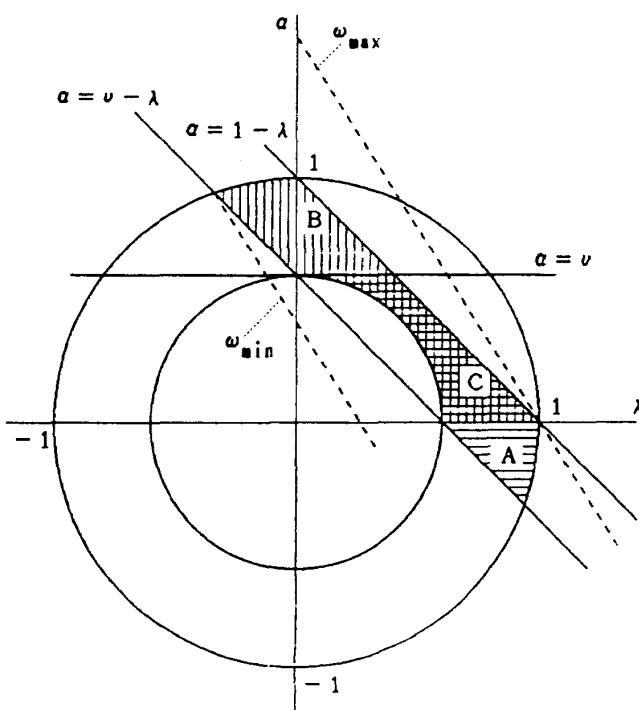


図15 類型(iii)の α - λ 存在域

区分して描いてある。

(4c)式を考慮しつつ(1a)式と(1b)式にしたがって u, v を積分すると

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= (\omega - \lambda) \tau / 2\pi \\ &+ (\alpha/2\pi)(STAU \times \sin \tau \\ &- \operatorname{sgn} \tau (1 + STAU)) \end{aligned} \quad (49a)$$

ここで

$$STAU = \operatorname{sgn} \{(\tau + \pi/2)(\tau - \pi/2)\} \quad (49b)$$

$$Y/TU_{\max} = (\alpha/2\pi)(\cos \tau - 1) \quad (49c)$$

飛行経路が閉じるには $\tau = -\pi$ と $\tau = \pi$ の座標が一致しなければならず、

$$\alpha = \pi(\omega - \lambda)/2 \quad (50)$$

図15に示された勾配が $-\pi/2$ の破線を参照すると、 ω がとることのできる値の範囲は

$$v(1/\pi + 1/2) + \sqrt{2 - v^2}(1/\pi - 1/2) < \omega < 1 \quad (51)$$

であることがわかる。仮に $v = 0.6$ とすれば、 $0.258 < \omega < 1$ であってかなり広い風速の範囲をカバーできる。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_x/TU_{\max x} &= (\omega - \lambda) \tau_{\max x} / \pi \\ &- (\alpha/\pi) \sin \tau_{\max x} \end{aligned} \quad (52a)$$

ここに

$$\tau_{\max x} = -\arccos \{(\omega - \lambda)/\alpha\} \quad (52b)$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_y/TU_{\max} = \alpha/\pi \quad (52c)$$

図16a には $v = 0.6$, $\omega = 0.65$, $\alpha = 0.8$ の場合の対気速度ベクトルの軌跡を示した。図16b には対応する対地飛行経路を実線で、対気飛行経路を破線でそれぞれ示した。

9.2 風速が低い場合の解（その1）

8.3 節の場合と同様に $\tau = \pm \pi/2$ でそれぞれ T_L のあいだ対気速度ベクトルの動きを止めてみる。すなわち(38a～c)式のように τ と t の関係を設定し、これに基づいて(20a)式と(20b)式を(1)式にしたがって積分すると $0 \leq |t| \leq T/4$ で

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= (\omega - \lambda) t / T \\ &- (\alpha/2\pi) \sin (2\pi t/T) \end{aligned} \quad (53a)$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{\max} &= (\alpha/2\pi) \{ \cos (2\pi t/T) - 1 \} \\ &+ \operatorname{sgn} t (1 + STAU) \end{aligned} \quad (53b)$$

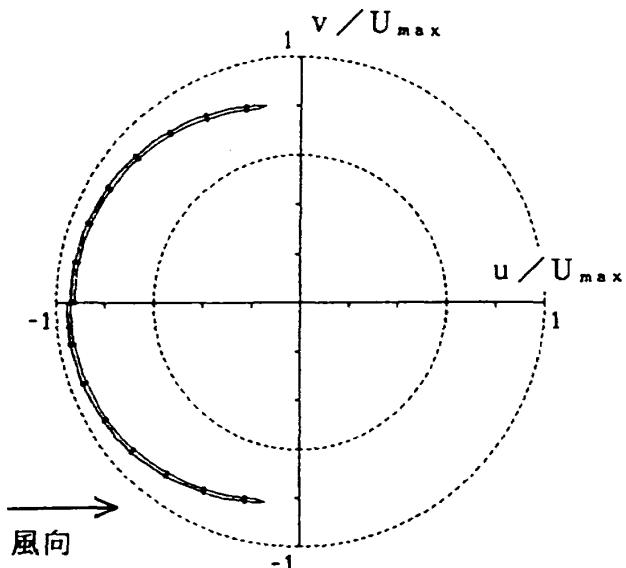


図16a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v=0.6, \omega=0.65, \alpha=0.8$

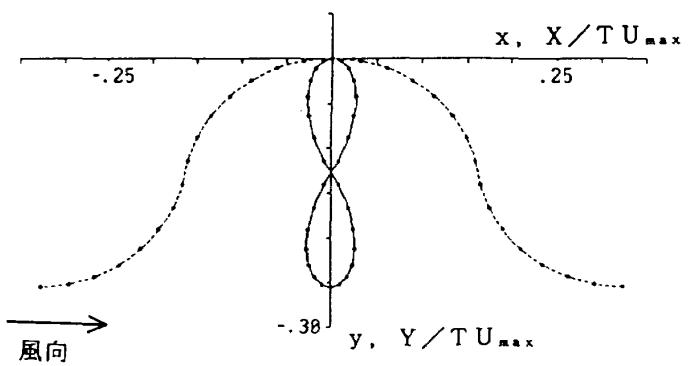


図16b 飛行経路

$v=0.6, \omega=0.65, \alpha=0.8$
(実線は対地飛行経路、破線は
対気飛行経路)

$T/4 < |t| \leq T/4 + T_L$ で

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda) t/T - (ST \cdot \alpha/2\pi) \quad (53c)$$

$$Y/TU_{\max} = -\alpha/2\pi + \alpha(1/4 - ST \cdot t/T) \quad (53d)$$

$T/4 + T_L < |t| \leq T/2 + T_L$ で

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda) t/T - (ST \cdot \alpha/2\pi) \\ \times [\sin\{2\pi(t - ST \cdot T_L)/T\} - ST \cdot 2] \quad (53e)$$

$$Y/TU_{\max} = -\alpha T_L/T + (\alpha/2\pi) \quad (53f)$$

$$\times [\cos\{2\pi(t - ST \cdot T_L)/T\} - 1] \quad (53f)$$

前述の τ と t の関係を考慮して $t = -T/2 - T_L$ と $t = T/2 + T_L$ で座標を一致させて閉じた飛行経路を構成するためには、9.1節で述べた方法によって決定される λ, α に対して

$$T_L = \alpha T / \{\pi(\omega - \lambda)\} - T/2 \quad (54)$$

が正の値をとることが必要である。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_x/TU_{\max} = (\omega - \lambda) \tau_{\max x} / \pi \\ - (\alpha/\pi) \sin \tau_{\max x} \quad (55a)$$

$\tau_{\max x}$ は(52b)式で示されている。

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_y/TU_{\max} = \alpha/\pi + \alpha T_L/T \quad (55b)$$

$v=.6, \omega=0, \lambda=-.25, \alpha=.9$ の場合について対気速度ベクトルの軌跡を図17aに示した。図17bには対地飛行経路を示した。対地飛行経路の Y 方向の幅が増加している。この場合は風速が 0 である

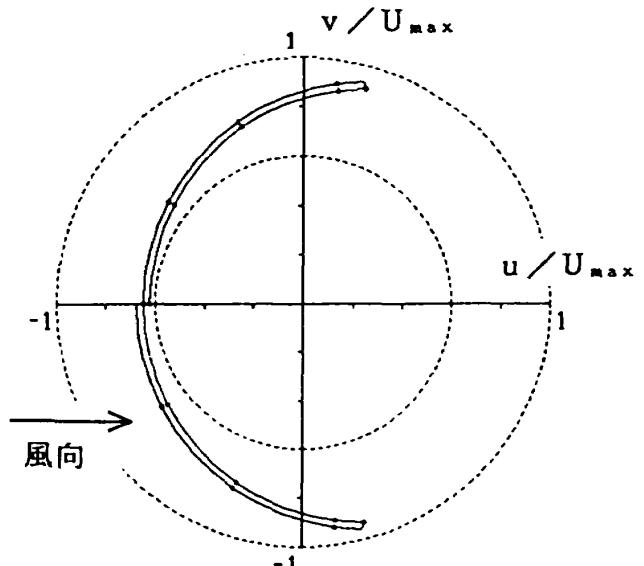


図17a 対気速度ベクトルの軌跡

$v=0.6, \omega=0, \lambda=-.25, \alpha=0.9$

から対気飛行経路は対地飛行経路と一致する。

9.3 風速が低い場合の解（その2）

8.4節とまったく同じように τ と t の関係を規定する。(42a)式を考慮しつつ(20a)式と(20b)式を(1)式にしたがって積分する

$|\tau| \leq \pi/2$ のとき

$$X/TU_{\max} = \{(\omega - \lambda)/\pi\} \\ \times [\arctan[(\tan(\tau/2) - ST \cdot \kappa)/\sqrt{1 - \kappa^2}] \\ - \arctan(-ST \cdot \kappa/\sqrt{1 - \kappa^2})]/\sqrt{1 - \kappa^2} \\ - [\alpha/(ST \cdot 2\pi\kappa)][\log\{\tan^2(\tau/2) + 1\} \\ - \log\{\tan^2(\tau/2) - ST \cdot 2\kappa \tan(\tau/2) + 1\}] \quad (56a)$$

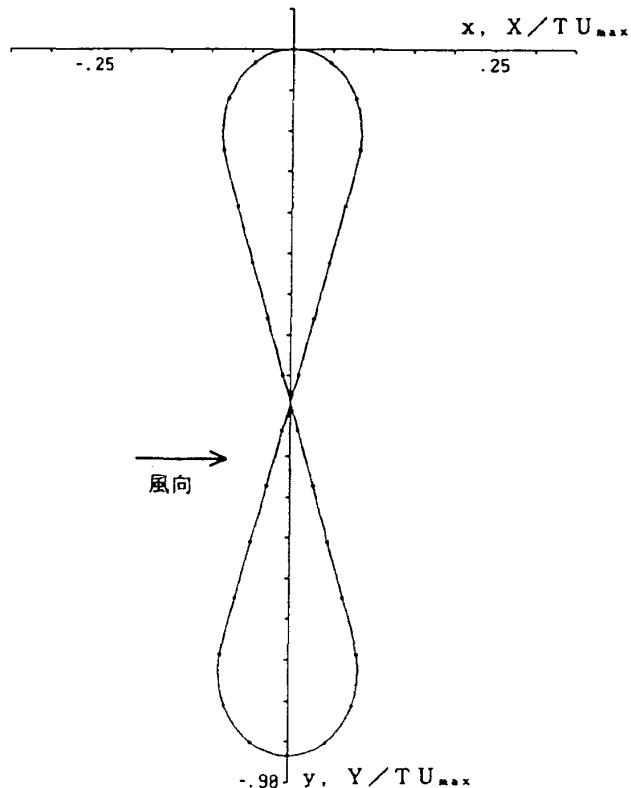


図17b 飛行経路
 $v=0.6, \omega=0, \lambda=-.25, \alpha=0.9$

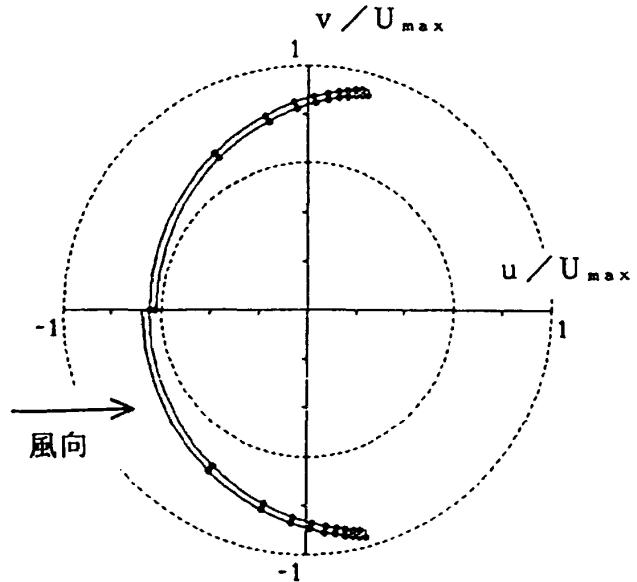


図18a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v=0.6, \omega=0, \lambda=-.25, \alpha=0.9$

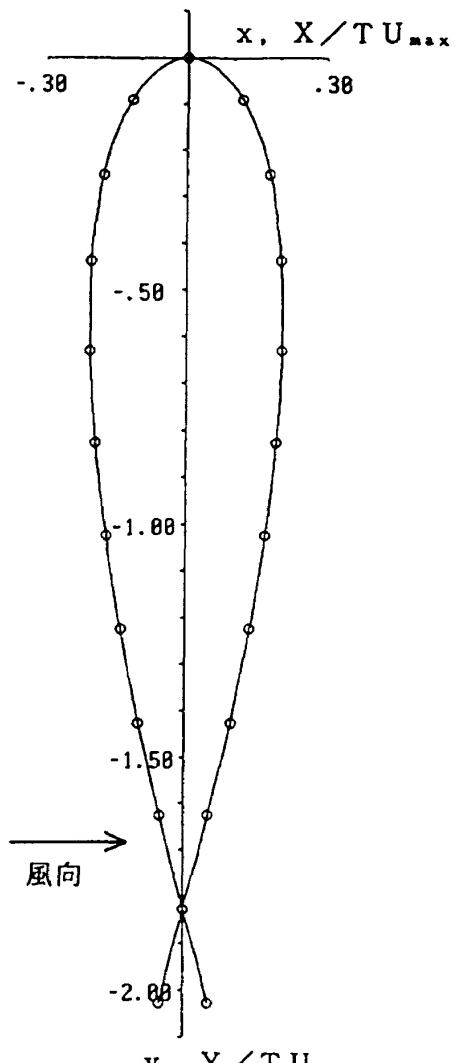


図18b 飛行経路
 $v=0.6, \omega=0, \lambda=-.25, \alpha=0.9$

$\pi/2 < |\tau| \leq \pi$ のとき

$$\begin{aligned} X/TU_{\max} &= ((\omega-\lambda)/\pi) \\ &\times [\arctan\{(\tan(\tau/2)-ST\cdot\kappa)/\sqrt{1-\kappa^2}\} \\ &- \arctan(-ST\cdot\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \\ &+ [\alpha/(ST\cdot 2\pi\kappa)][\log\{\tan^2(\tau/2)+1\} \\ &- 2\log 2 + 2\log(2-2\kappa) - \log\{\tan^2(\tau/2)\} \\ &- ST\cdot 2\kappa \tan(\tau/2) + 1]] \quad (56b) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{\max} &= (\alpha/2\pi)(\tau/ST\cdot\kappa) \\ &- [\alpha/(ST\cdot\pi\kappa)] [\arctan\{(\tan(\tau/2) \\ &- ST\cdot\kappa)/\sqrt{1-\kappa^2}\} \\ &- \arctan(-ST\cdot\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \quad (56c) \end{aligned}$$

飛行経路が閉じるためには $\tau=\pi$ と $\tau=-\pi$ で X, Y 座標が一致する必要がある。

$$\begin{aligned} \kappa &= -\sqrt{1-\kappa^2} \tan[\pi/2 \\ &+ \sqrt{1-\kappa^2} \alpha \log(1-\kappa)/\{\kappa(\omega-\lambda)\}] \quad (57) \end{aligned}$$

Y 座標はもともと一致している。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_x/TU_{\max} &= ((\omega-\lambda)/\pi) \\ &\times [\arctan\{(\tan(\tau_{\max x}/2)+\kappa)/\sqrt{1-\kappa^2}\} \\ &- \arctan(\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})]/\sqrt{1-\kappa^2} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & +\{\alpha/(2\pi\kappa)\}[\log\{\tan^2(\tau_{\max}x/2)+1\} \\
 & -\log\{\tan^2(\tau_{\max}x/2) \\
 & +2\kappa\tan(\tau_{\max}x/2)+1\}] \quad (58a)
 \end{aligned}$$

$\tau_{\max}x$ は(52b)式で与えられる。

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$\begin{aligned}
 b_Y/TU_{\max} &= (\alpha/2\kappa)-\alpha\{\pi/2 \\
 & -\arctan(-\kappa/\sqrt{1-\kappa^2})\}/(\pi\kappa\sqrt{1-\kappa^2}) \quad (58b)
 \end{aligned}$$

9.2 節と同じ、 $v=.6$, $\omega=0$, $\lambda=-.25$, $\alpha=.9$ の場合について対気速度ベクトルの軌跡を図18a に示した。図18b には対地飛行経路を示した。対地飛行経路の Y 方向の幅が非常に大きくなってしまう。この場合にも風速が 0 であるから対気飛行経路は対地飛行経路と一致する。

10. 類型(iV)二重円型軌跡の解

(21a)式と(21b)式で $\alpha \geq 0$ の場合を考える。両式から τ を消去することができ、

$$(u/U_{\max}+\lambda)^2+(v/U_{\max})^2=\alpha^2 \quad (59)$$

が得られる。対気速度ベクトルの軌跡は中心が $(-\lambda, 0)$ 半径が α の円である。ただし、この円には X 軸の正の部分にスリットが入っている。図19a には半径を意図的にわずかにずらした図を描いてある。 $\tau=-\pi$ で $(-\lambda-\alpha, 0)$ を出発し、円周の上側を時計回りに回って $\tau=-\pi/2$ で $(-\lambda+\alpha, 0)$ に達し、もと来た道をたどって $\tau=0$ で $(-\lambda-\alpha, 0)$ に戻る。 $\tau=\pi$ までは円周の下側部分に沿って同じことが行われる。

10.1 風速が低い場合の解

風速が小さくて $\lambda=\omega$ と設定できる場合には(4c)式を考慮しつつ(21a)式と(21b)式を(1)式にしたがって積分して対地飛行経路を求めることができる。この場合 ω は(8)式を満足する必要があり、 α は(9b)式のように決めるのがよい。

$$X/TU_{\max}=-(\alpha/4\pi)\sin 2\tau \quad (60a)$$

$$\begin{aligned}
 Y/TU_{\max} &= -(\alpha/4\pi) \\
 & \times \{2+STAU \cdot (\cos 2\tau + 1)\} \quad (60b)
 \end{aligned}$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_X/TU_{\max}=\alpha/2\pi \quad (61a)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

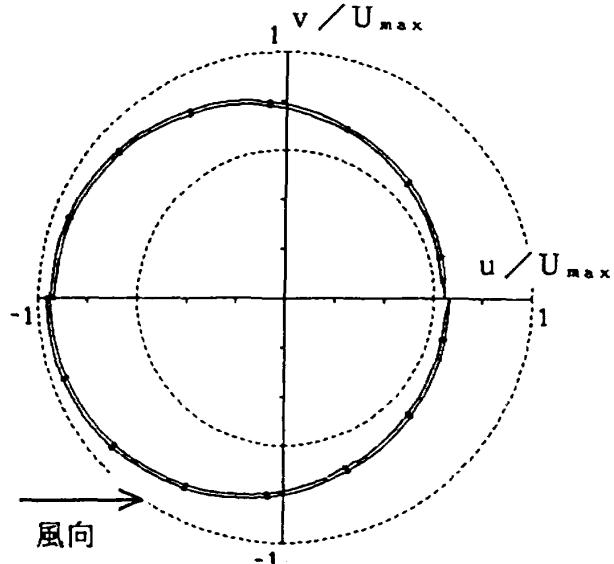


図19a 対気速度ベクトルの軌跡

$$v=0.6, \omega=\lambda=0.15, \alpha=0.8$$

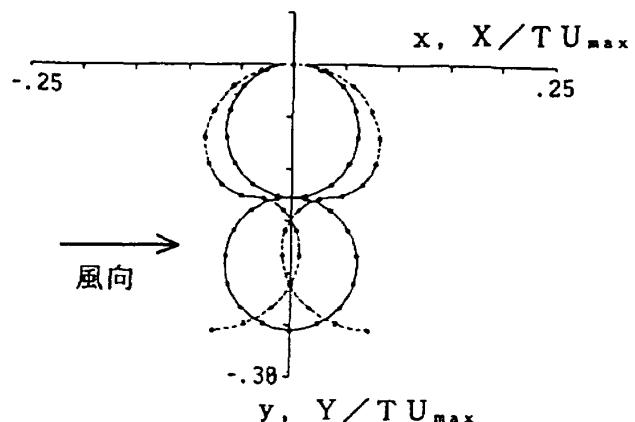


図19b 飛行経路

$$v=0.6, \omega=\lambda=0.15, \alpha=0.8$$

(実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路)

$$b_Y/TU_{\max}=\alpha/\pi \quad (61b)$$

対地飛行経路は図19b に実線で示されている半径 $\alpha TU_{\max}/4\pi$ の円を Y 方向に 2 個並べた “8” の字型である。4 節で述べた「最も簡単な解」と比較すると円の半径が $1/2$ になったためにバンク角を余計にとる必要が生じ都合が悪い。対気飛行経路を同じく破線で示してある。飛行可能な風速の範囲をより高い側に拡張するには 7.2 節、7.3 節で述べた方法を適用する。

10.2 風速が高い場合の解（その1）

7.2節で述べた考え方を用いて $\tau = -\pi, 0, \pi$ でそれぞれ $T_L, 2T_L, T_L$ の間、対気速度ベクトルを停止させる。すなわち(62)式のように τ と t の関係を設定する。

$$0 \leq |t| \leq T_L \text{ で } \tau = 0 \quad (62a)$$

$T_L < |t| \leq T/2 + T_L$ で

$$\tau = 2\pi(t - ST \cdot T_L)/T \quad (62b)$$

$T/2 + T_L < |t| \leq T/2 + 2T_L$ で

$$\tau = ST \cdot \pi \quad (62c)$$

(62a～c)式を考慮し(21a)式と(21b)式を(1)式

にしたがって積分する。

$0 \leq |t| \leq T_L$ で

$$X/TU_{\max} = (\omega - \lambda - \alpha) t/T \quad (63a)$$

$$Y/TU_{\max} = 0 \quad (63b)$$

$T_L < |t| \leq T/2 + T_L$ で

$$X/TU_{\max} = -ST \cdot \alpha T_L/T \\ + (\omega - \lambda) t/T - (\alpha/4\pi) \sin 2\tau \quad (63c)$$

$$Y/TU_{\max} = -(\alpha/4\pi) \\ \times \{2 + STAU \cdot (\cos 2\tau + 1)\} \quad (63d)$$

$T/2 + T_L < |t| \leq T/2 + 2T_L$ で

$$X/TU_{\max} = ST \cdot \alpha/2 + (\omega - \lambda - \alpha) t/T \quad (63e)$$

$$Y/TU_{\max} = -(\alpha/\pi) \quad (63f)$$

$t = -T/2 - 2T_L$ と $t = T/2 + 2T_L$ で座標を一致させて閉じた飛行経路を構成するためには、

$$T_L = -(\omega - \lambda) T / \{4(\omega - \lambda - \alpha)\} \quad (64)$$

が正の値をとることが必要である。

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$b_X/TU_{\max} = 2\alpha T_L/T \\ + (\omega - \lambda)(\tau_{\max X}/\pi - ST \cdot 2T_L/T) \\ - (\alpha/2\pi) \sin 2\tau_{\max X} \quad (65a)$$

ここに

$$\tau_{\max X} = -\arccos\{(\omega - \lambda)/\alpha\}/2 \quad (65b)$$

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_Y/TU_{\max} = \alpha/\pi \quad (65c)$$

$v = .6, \omega = .65, \lambda = 0, \alpha = .8$ の場合について対気速度ベクトルの軌跡を図20aに示した。図20bには実線で対地飛行経路を、破線で対気飛行経路の

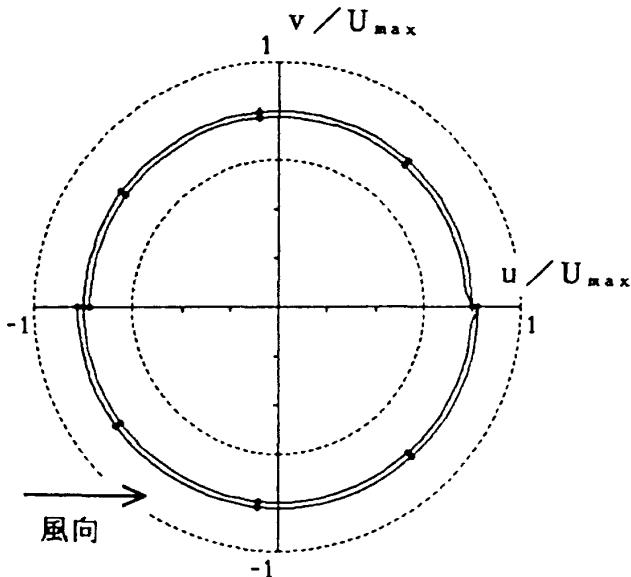


図20a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$

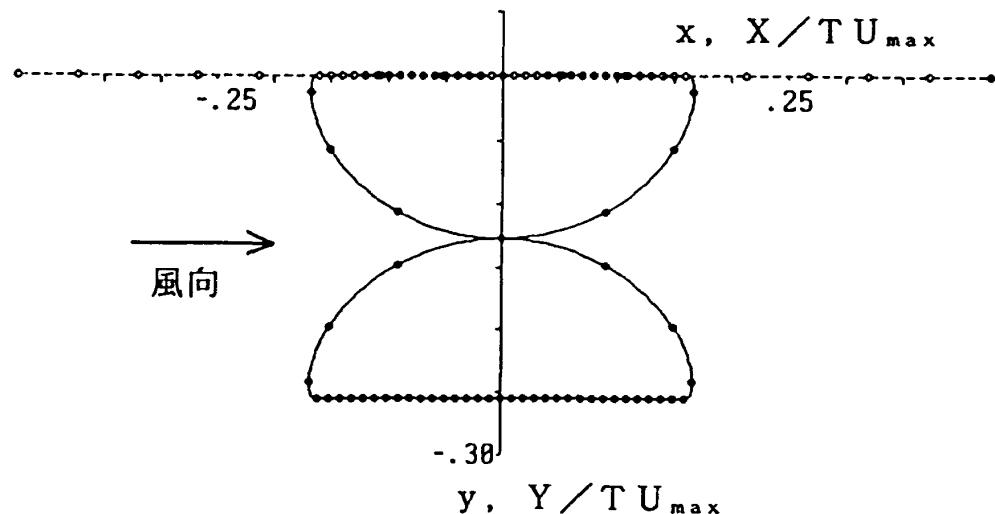


図20b 飛行経路

$$v = 0.6, \omega = 0.65, \lambda = 0, \alpha = 0.8$$

（実線は対地飛行経路、破線は対気飛行経路）

うち、時刻 $t=0$ 付近の部分を描いてある。同一の条件すなわち、 $v=.6$, $\omega=.65$, $\lambda=0$ および $\alpha=.8$ について計算を行っている図20bを図8bと比較すると、対地飛行経路は相似で尺度が $1/2$ になっている。

10.3 風速が高い場合の解（その2）

第2の方法は7.3節で述べた考え方を用いる方法である。この場合には(4c)式の代わりに $0 < \kappa < 1$ であるような κ を用いて

$$d\tau/dt = 2\pi(1 - \kappa \cos 2\tau)/T \quad (66)$$

ただし初期条件を $t=0$ で $\tau=0$ とする。積分を行うと

$$\begin{aligned} \tau = & \arctan [\tan \{2\pi\sqrt{1-\kappa^2}t/T \\ & - ST(1+STH)\pi/2\}/\sqrt{K}] \\ & + ST(1+STH)\pi/2 \end{aligned} \quad (67a)$$

ここで

$$K = (1+\kappa)/(1-\kappa) \quad (67b)$$

$$ST = \operatorname{sgn}(\tau) \quad (67c)$$

$$\begin{aligned} STH = & \operatorname{sgn} \{(t/T - 1/4\sqrt{1-\kappa^2}) \\ & \times (t/T + 1/4\sqrt{1-\kappa^2})\} \end{aligned} \quad (67d)$$

$\tau = -\pi$ から $\tau = \pi$ までが1周期で $T/\sqrt{1-\kappa^2}$

$$\begin{aligned} X/TU_{max} = & \alpha\tau/(2\pi\kappa) \\ & + (\omega - \lambda - \alpha/\kappa)(1/2\pi\sqrt{1-\kappa^2}) \\ & \times \{ST(1+STAU)\pi/2 + \arctan(\sqrt{K}\tan\tau)\} \end{aligned} \quad (68a)$$

ここで

$$STAU = \operatorname{sgn} \{(\tau + \pi/2)(\tau - \pi/2)\} \quad (68b)$$

$$\begin{aligned} Y/TU_{max} = & (ST \cdot \alpha/4\kappa\pi) \\ & \times \log \{(1 - \kappa \cos 2\tau)/(1 - \kappa)\} \\ & - \{(1+STAU)\alpha/4\pi\kappa\} \log K \end{aligned} \quad (68c)$$

$\tau = -\pi$ と $\tau = \pi$ で Y 座標は自動的に一致する。

X 座標が一致する条件から

$$\kappa = 2\alpha(\omega - \lambda)/\{(\omega - \lambda)^2 + \alpha^2\} \quad (69)$$

対地飛行経路の X 方向の幅は

$$\begin{aligned} b_x/TU_{max} = & \alpha\tau_{maxx}/(\pi\kappa) \\ & + (\omega - \lambda - \alpha/\kappa)(1/\pi\sqrt{1-\kappa^2}) \\ & \times \{\arctan(\sqrt{K}\tan\tau_{maxx})\} \end{aligned} \quad (70a)$$

(65b)式で τ_{maxx} を定める。

対地飛行経路の Y 方向の幅は

$$b_y/TU_{max} = (\alpha/2\pi\kappa) \log K \quad (71b)$$

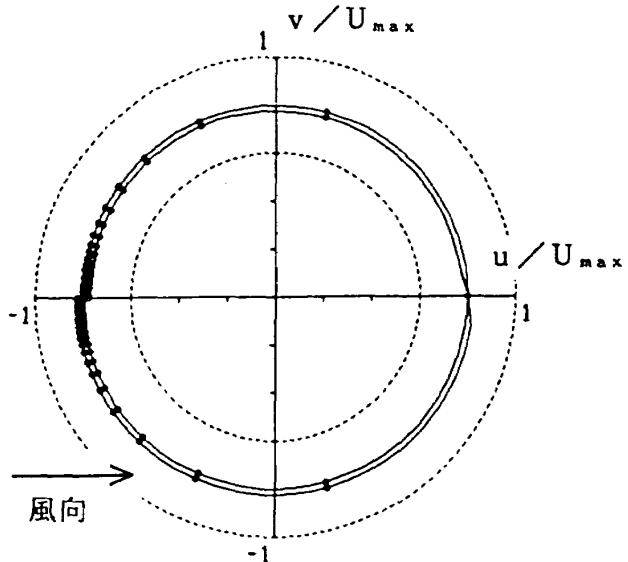


図21a 対気速度ベクトルの軌跡
 $v=0.6$, $\omega=0.65$, $\lambda=0$, $\alpha=0.8$

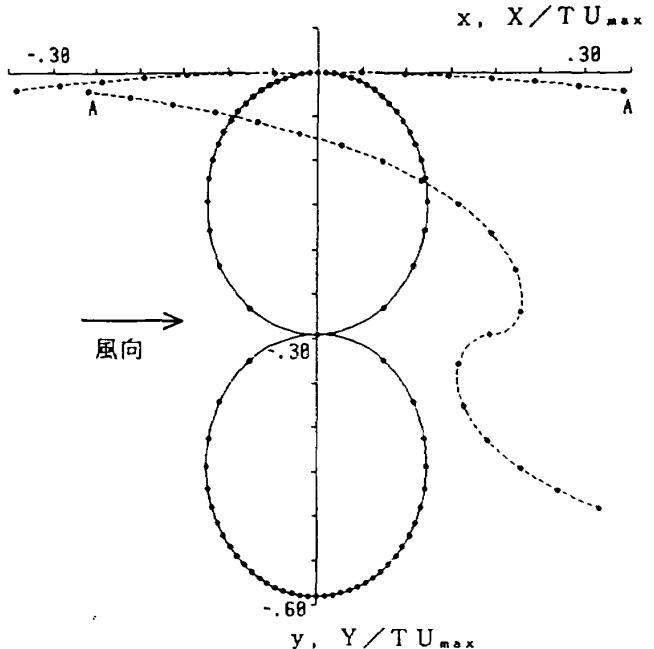


図21b 飛行経路
 $v=0.6$, $\omega=0.65$, $\lambda=0$, $\alpha=0.8$
(実線は対地飛行経路, 破線は対気飛行経路)

図21aには対気速度ベクトルの軌跡を描いてある。図9aの場合と同様に一定の時間間隔を表す小円は第2象限と第3象限の境界付近に集まっている。図21bには実線で対地飛行経路を、破線で対気飛行経路を描いてある。対気飛行経路のうちS字形の部分は左へ0.6平行移動して描いてあり本来はA点で2つの破線が繋がる。同一の条件す

なわち、 $v=0.6$, $\omega=0.65$, $\lambda=0$ および $\alpha=0.8$ について計算を行っている図21b を図 9b と比較すると、対地飛行経路は相似で尺度が $1/2$ になっている。

11. 得られた飛行経路の比較

対気速度ベクトル軌跡の 4 つの類型（円型、放物線型、半円型、二重円型）に対して、それぞれのベクトルの方向を時間的に制御する 3 つの方式（等角速度方式、一時停止方式、連続制御方式）を適用して合計 12 種の飛行経路を導いた。これらの飛行経路を幾つかの観点から比較する。

(1) 対気速度の表示式の係数の決定

飛行経路を求めるには風速に応じて対気速度の表示式の係数 λ , α , β を決定しなければならないが、円型および二重円型では図 7 に示した簡単な領域になるのに対して、半円型では図 15 に示されているようにいさか複雑である。放物線型に至っては λ , α , β に関する 3 次元の立体になっているので計算機の助けを借りなければ係数の決定ができない。

(2) 対地飛行経路の形状

円型～一時停止方式（図 8b）、二重円型～一時停止方式（図 20b）では対地飛行経路の一部に曲率が大きい部分が生じるので飛行制御の観点から好ましくない。

二重円型から導かれる対地飛行経路（図 19b, 20b, 21b）は、どの対気速度ベクトル制御方式を用いるにせよ、円型から導かれる対地飛行経路の尺度を $1/2$ に縮小して隣り合わせに Y 方向に 2 個並べたものになっている。すなわち、Y 方向の幅は同じで曲率がかならず 2 倍になる。飛行経路の表示式も二重円型の方が円型よりはるかに複雑である。飛行制御の観点から見ると、二重円型が円型よりも優れていると考えるべき理由は全く無い。

風速が低い場合に放物線型と半円型を適用するには対気速度ベクトルの方向を一時停止方式または連続制御方式で制御しなければならず、この際に速度成分 v の絶対値が大きい状態の飛行が長時間継続する。図 13b, 14b, 17b および 18b で見たように対地飛行経路は Y 方向に長くなる。マイクロ波電力伝送領域の Y 方向の幅が増大するので好

ましくない。

(3) 対気速度の大きさ

マイクロ波電力航空機が利用できる電力エネルギー流量（パワ）は、航空機がマイクロ波電力伝送領域から逸脱するとか大きなバンク角をとってエネルギー変換効率が低下するなどの異常事態を除けば、ほぼ一定であると考えられる。したがって供給されるエネルギーに見合ったパワを消費して飛行するのが好ましい。対気速度の大きさを一定に保つ水平飛行はおむねこの飛び方に適合する。

円型、半円型、二重円型で $\lambda=0$ とすると対気飛行速度の大きさは常に一定値 $|\alpha|$ となることが^{18, 20, 21}式から容易に知られる。放物線型では風速が十分に高い場合を除くと対気飛行速度の大きさが時々刻々変化する。

α の値をどのように選択するかについては航空機の設計およびマイクロ波電力伝送設備の設計の両方を考慮する必要がある。マイクロ波電力伝送設備において、さほど建設費を増すことなくパワの大きさを変更できるものであれば、風の穏やかなときには対気速度を若干低めに選んでパワを節約しながら飛行することを考えるのがシステムの維持費の低減に役立つ。この場合には航空機設計の側で v を小さめに選んで失速速度を低めに設定し、 α の値を状況に応じて選定できるようとする必要がある。

逆に電力伝送パワの大きさを変えることが技術的に困難ないし設備費の増大を招くものであれば対気飛行速度を最大飛行速度に固定し失速余裕を最大にするのが航空機設計の観点から有利になる。すなわち、 $\alpha=1$ とする。超過禁止速度は最大飛行速度に適正な余裕を加えて設定される。

(4) 風速が非常に大きい場合

航空機の最小飛行速度よりも風速が大きい場合には風上に機種を向けて対気速度を風速に等しくすることにより対地速度を 0 とする、すなわち地面から見ると上空の一点に停止して見えるような飛び方ができる。これは対気速度ベクトルの表示式¹⁸から²¹で $\alpha=\beta=0$, $\lambda=\omega$ とした場合である。

風速が航空機の最小飛行速度と等しいか若干少

ない場合には放物線型から導かれる“8の字型”の飛行経路が適している。放物線型では係数の決定に困難があることを先に指摘したけれども、幸いなことに8.1節で述べたようにケースAとケースBを接続できるので図11c, d, eと図11g, hから分かるように $\lambda=0.5\sim0.8$ の領域では α と β がとる適切な値の範囲がかなり広い。

12. 航空機設計に有利な飛行経路

一般に最小速度 / 最大速度の比 v が小さいほど対気速度の表示式の係数 λ , α , β がとることので

きる値の範囲は広くなり、飛行経路を設定することは容易になる。他方、最小速度が最大速度に比べて小さくなるので航空機のパワを増すか失速速度を減らすことが要求され、いずれの道を選んでも航空機の性能低下とコスト増加をきたし、さらには成立性そのものが脅かされる。

試みに v を0.8という高い値に設定して、航空機設計に有利な飛行経路を検討してみる。円型～連続制御方式では $v=0.8$, $\lambda=0$, $\alpha=1$ の場合に $\omega=0\sim0.7$ で図22aに示したような飛行経路が得られ、これらは実用的なものと考えられる。この解

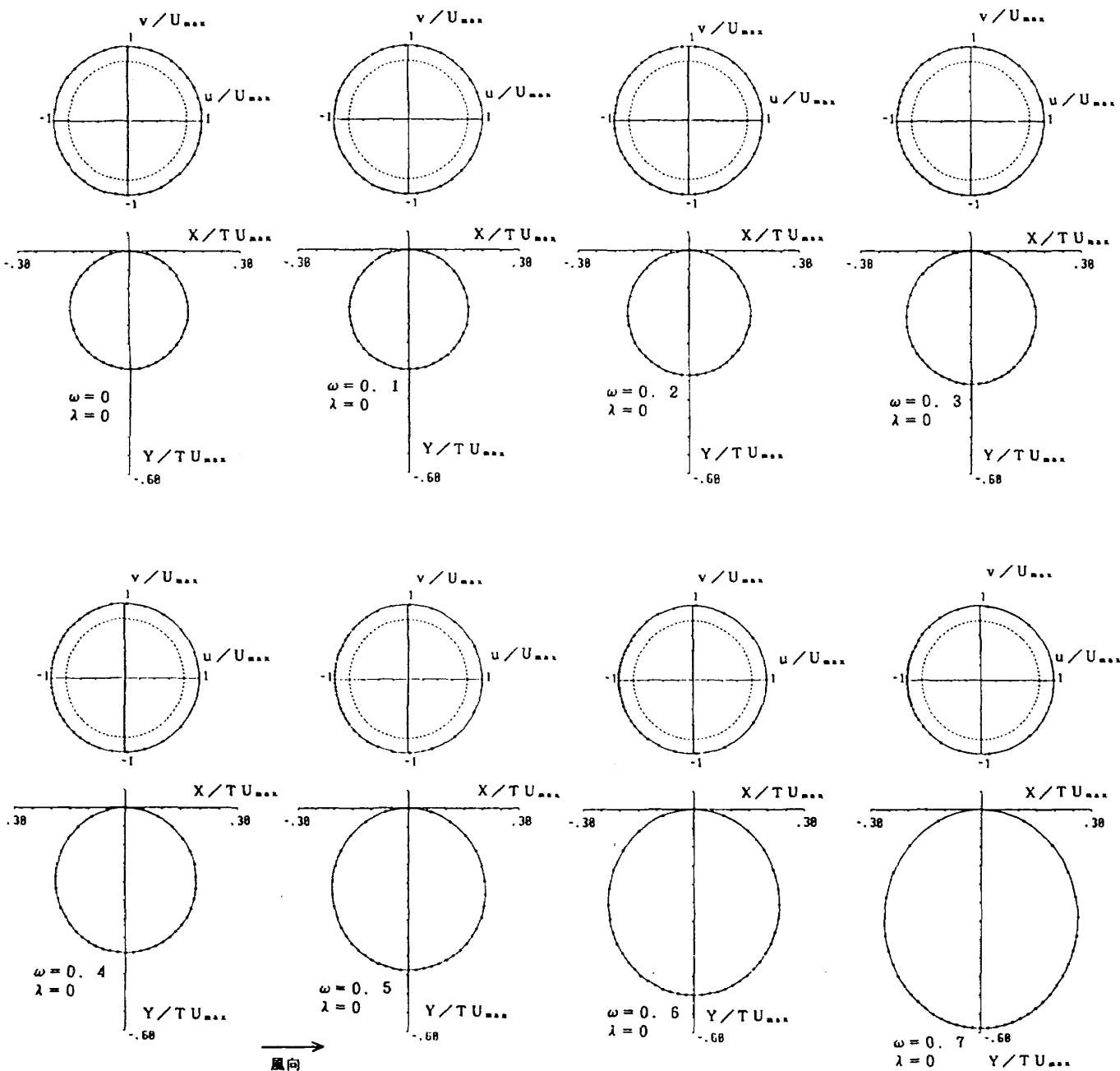


図22a 円型～連続制御方式による対気速度ベクトルの軌跡と対地飛行経路 ($v=0.8$, $\alpha=1$)

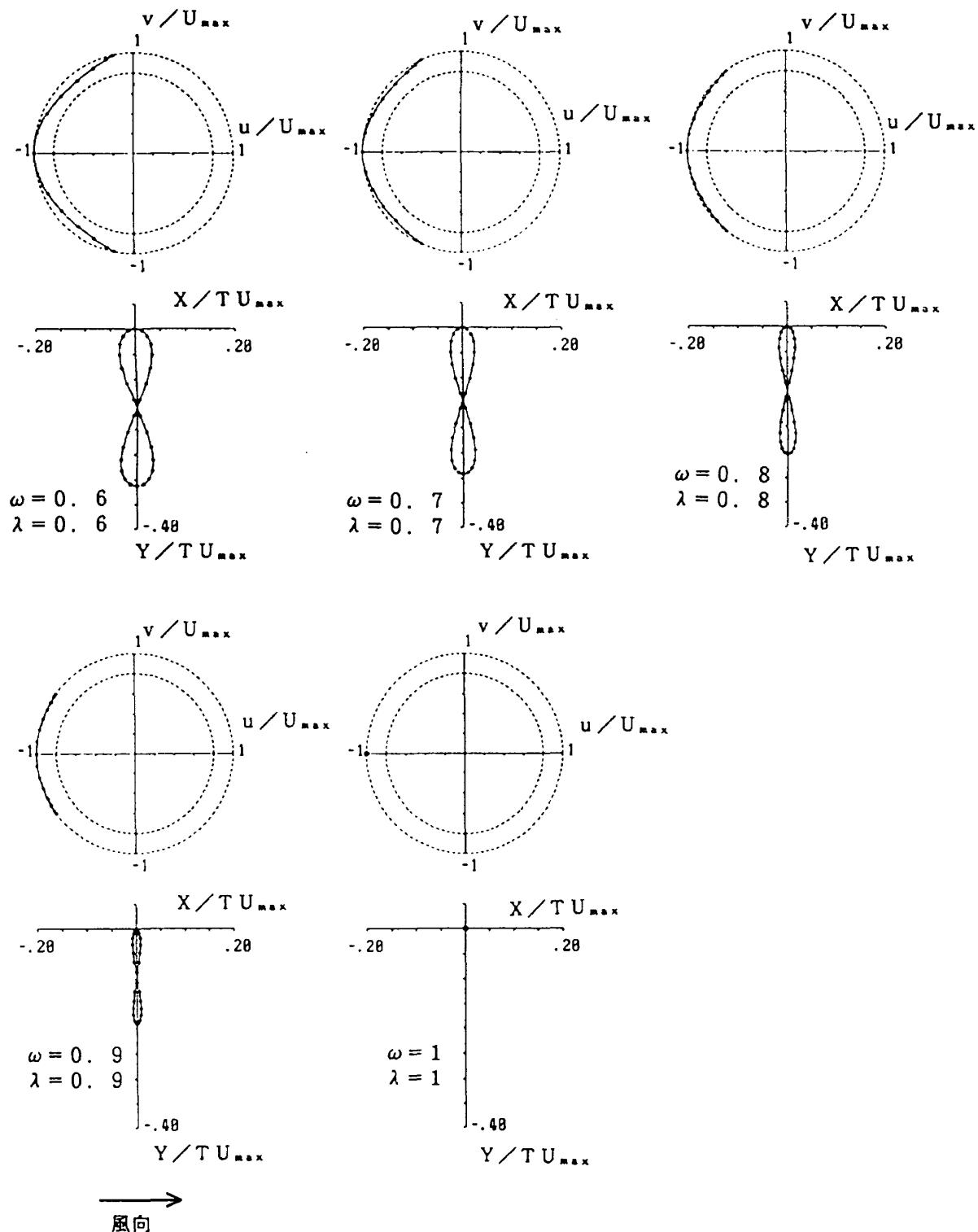


図22b 放物線型～等角速度方式による対気速度ベクトルの軌跡と対地飛行経路 ($v=0.8$)

は $\omega=0$ では 4 節でのべた最も簡単な解と一致している。

放物線～等角速度方式では $v=0.8$, $\omega=\lambda=0.6 \sim 1$ で

$$\alpha = (1-\lambda)/2 \quad (72a)$$

$$\beta = \sqrt{1 - (-\lambda + 2\alpha)^2} \quad (72b)$$

と決めるこことによって図22bに示したようなおおむね最大飛行速度で飛行する飛行経路が得られ、これらは実用的なものと考えられる。すなわち 2 種の飛行経路を組み合わせて用いることにより、すべての風速に対して実用的と考えられる飛行経路が得られた。

13. まとめ

(1) マイクロ波によって供給されるエネルギーを動力源として高度20km程度の成層圏を長期間にわたって飛行する無人航空機の設計仕様のうち、最小飛行速度と最大飛行速度の設定について検討を行った。これらは航空機とマイクロ波電力伝送設備を結合したシステムの成立性と経済性に関わる重要な指標である。

(2) 最小速度 / 最大速度の比 ν が小さいほど、飛行経路を設定することは容易になる。

(3) 他方、航空機のパワを増すか失速速度を減らすことが要求され、いずれの道を選んでも航空機の性能低下とコスト増加をきたし、さらには航空機の成立性そのものが脅かされる。

(4) 常時ほぼ最大飛行速度で飛行を継続できる場合には

- ① 風速 / 最大飛行速度比が 0~0.7 で円型～連続制御方式
- ② 風速 / 最大飛行速度比が 0.6~1 で放物線型～等角速度方式

で飛行を行うことにより予想される風速範囲をカバーする実用的と考えられる飛行経路（図22aおよびb）を設定できた。最小速度 / 最大速度の比 ν は 0.8 という高い値に設定でき、この値は航空機設計の観点からは有利である。

(5) マイクロ波電力伝送設備において、さほど建設費を増すことなくパワの大きさを変更できるものであれば、風の穏やかなときには対気速度を若干低めに選んでパワを節約しながら飛行することを考えるのがシステムの維持費の低減に役立つ。この場合には航空機設計の側で ν を小さめに選んで失速速度を低めに設定し、 α の値を状況に応じて選定できるようにする必要がある。

(6) 今後成層圏における飛行状態での風速の計測方法と風速変動下での飛行経路の維持のための制御方法を研究する必要がある。

参考文献

- 1) 成層圏無線中継システムの概要、成層圏無線中継システム研究会資料、1989年9月13日
- 2) "The Development of SHARP : A Proposal to Industry. 5 July 1988" The Department of Communications, Canada
- 3) 森 弘隆、高沢金吾：成層圏無線中継システムについて、電子情報通信学会誌、第73巻第1号、1990年1月号
- 4) Canada explores one-year endurance. Flight International, 26th Aug. 1989
- 5) Takasawa, K. : "Feasibility Study on a Long Duration Airplane at High Altitude for the Communication Relay Purpose." Proc. of the 26th Aircraft Symposium. Oct. 1988
- 6) Strganac, T. W. : "Wind Study for High Altitude Platform Design." NASA RP-1044, 1979
- 7) 島貫靖士、安達三郎：マイクロ波電力伝送用レクテナアレイの理論的・実験的研究、電子通信学会論文誌、Vol.J67-B, No.11, 1984年11月
- 8) Ito, T. : "Practical Flight Paths for Microwave-Powered Airplanes." NAL TR-1052T, Jan. 1990
- 9) Morris, C. E. K. Jr. : "Microwave-powered, Unmanned, High-Altitude Airplanes." Jour. of Aircraft, Vol.21, No.12, Dec. 1984
- 10) Ito, T. : "A Practical Flight Path for Microwave-Powered Airplanes." Trans. of JSASS. Vol.32, No.98, Feb. 1990

航空宇宙技術研究所報告1051号

平成2年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所

東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1

電話三鷹(0422)47-5911(大代表) **T182**

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川2-27-12

Printed in Japan