回収体の軌道と誘導について*

田 中 俊 輔**・池 田 茂**

Key words: Re-entry trajectory; Re-entry guidance; Lifting body; winged body; closed form re-entry guidance

1. はじめに

スペース・シャトルの初飛行が成功し、無事に地球に帰還した。続いて次々と試験飛行が行われている。これらの成功により人類の宇宙空間における活動範囲は飛躍的に増大し、さまざまな活動が行われるであろう。わが国でも宇宙空間を利用した実験が行われているが、今後われわれの活動もより多様になっていくと思われる。これらの活動のなかで回収の問題も重要なものの一つになるであろう。現在、カプセル型回収体を用いた生物実験構想¹⁾や小型有翼回収機を用いた有人による宇宙開発構想²⁾が発表されている。回収システム技術は多岐の分野にわたる。各分野における詳細な検討は別の機会にゆずり、ここでは回収体の軌道、誘導の面から、軌道の特徴、および種々の誘導方式とその計算例を紹介する。

2. 回収体の誘導システム

人工衛星や有人、無人の飛行体を地球の周回軌道または月、惑星を回る軌道に投入するには莫大なエネルギーを必要とする。この必要なエネルギーは、ロケットに積載された化学燃料を短時間のうちに燃焼させて得ている。いったん軌道に乗った飛行体はエネルギー保存の法則に従って長時間、周回を続ける。この飛行体の一部または全部（以後回収体とよぶ）を地上に回収したいという要求に対して、回収体のもつ大きなエネルギーをいかに消散させて、安全に地上の目標点に誘導するかが、回収体の誘導の目的である。回収体に加わる力は空気力と重力であり、誘導は空気力を利用して行う。この場合、回収体はロケットに比べてはるかに複雑な運動を行い、軌道のコントロールを誤まる

と、空気抵抗によって機体が破壊したり、あるいは空気力によって発生した熱によって機体が消滅することさえある。

回収体の誘導は回収体の形状、重量、および機体の設計強度、耐熱限界、基本的な軌道等、全体のシステムと密接に関連しあっている。誘導システムとはこれらを考慮した上での、要求誘導精度を満たす誘導航法論理（ソフトウェア）とこれを実行する計算機、慣性航法装置（ハードウェア）をいう。

3. 回収体の飛行 (L/D : 一定)

回収体の軌道、誘導の問題を考える場合には、機体は質点と考えて十分であり、初期の検討段階では地球の自転の影響は無視する。地球をとりまく大気の密度(ρ)は高度(h)の増加に伴って指数関数的に減少することが知られており、次のような近似式がよく用いられる。

$$\rho = \rho_0 e^{-h/h_s}, \quad \rho_0, h_s: \text{定数}$$

回収体に加わる空気力には、速度ベクトルと逆方向に働く抗力(D)と垂直方向に働く揚力(L)がある。

この空気力を表わす重要なパラメータとしては揚抗比(L/D)と弾道係数($W/C_D A$, C_D ; 抵抗係数, A : 基準面積, W : 機体重量)である。これらはいずれも機体形状、重量によって決まる。また重力加速度は地球中心から機体重心までの距離の2乗に反比例する球形地球モデルや、重力加速度が一定とした平坦地球モデルが用いられる。回収体の運動を表わす座標系は、機体重心に原点をとり、地球中心と機体重心を結ぶ距離ベクトル方向に一軸を、この距離ベクトルに直交する平面(局所水平面)内で、北方向、東方向に二軸をとった局所水平座標系、または同じく機体重心に原点をもち速度ベクトル方向に一軸、飛行面に垂直に一軸をとり、この二軸と右手直交系をなす方向にもう一軸をとった速度軸座標系が用いられる。これらの座標系は航空機の運動を表わすのによく用いられ、とくに速度

* 昭和57年6月14日 原稿受理, Trajectory and Guidance of Re-entry Vehicles

** 宇宙開発事業団筑波宇宙センター Shunsuke TANAKA and Shigeru IKEDA

第1図 回収体の誘導制御システム¹³⁾ 第2図 回収体の運動方程式の近似解析解¹⁴⁾

軸座標系では空気力の取扱いが非常に簡単になる。回収体の運動方程式は以上の仮定や近似式を用いても非線形微分方程式となり、計算機を用いた数値計算に頼らざるをえない。もし回収体の軌道が解析的に得られれば回収体に加わる空力荷重や空力加熱等が容易に推定でき、機体の初期設計には非常に有効である。1950年代後半より多くの研究者によって速度軸座標系を用いた回収体の運動方程式を解析的に解く試みがなされてきた。解析的に解が得られている範囲は、揚抗比 (L/D) と飛行経路角 (γ) で表わすと第2図で表わされる。これらのうち回収体の誘導の理解に役立つ結果について簡単に触れる。GAZLEY, ALLEN⁴⁾ は揚抗比 (L/D) が0で大気圏突入時の初期飛行経路角 (γ_i) が

大きい場合の解析解を導いた。揚抗比が0の飛行は弾道飛行とよばれ、球形の形状を有するソ連のボストークや、機軸 (ロール軸) の回りに一定の角速度で回転させて降下した米国のマーキュリー・カプセルの飛行はこの弾道飛行である。GAZLEY, ALLEN の解析結果は初期飛行経路角 ($|\gamma_i|$) が大きいほど厳密解に一致する。LEES⁵⁾ は回収体の速度が、地球周回軌道速度 (約 7,909m/sec) に近い場合について解析解を得ている。地球の回りを回る飛行体を回収する場合、大気圏の上部では空気の影響は少なく、あまり減速されずこの仮定にあてはまるから、回収体の初期突入時の軌道はこの解析結果とよく一致する。ARTHUR⁶⁾ の解析は揚抗比 (L/D) が小さくて、飛行経路角 (γ) が初期飛行経

路角 (γ) に近い場合について解を得ている。米国のジェミニ・カプセルでは揚抗比は 0.19, アポロ・カプセルでは 0.3 である。この解析結果はこのようなカプセル型の低揚抗比の初期軌道に適用できる。そして初期飛行経路角 ($|\gamma|$) が大きいほど厳密解に一致する。

次に ALLEN, EGGERS⁷⁾ は揚力と遠心力との和が重力と釣り合った飛行状態について解析を行った。この場合、飛行経路角の変化率 ($d\gamma/dt$) はほとんど 0 である。この飛行は平衡滑空飛行とよばれ、回収体の軌道や飛行可能領域を考慮する際の基本となっている。また回収体の誘導論理にも利用され、シャトル・オービターの回収誘導にも取り入れられている。

最後に重要な解析の一つに CHAPMAN⁸⁾ の解析がある。CHAPMAN は局所水平座標を用いて回収体の運動を表わし、揚抗比 (L/D) と飛行経路角 (γ) が小さい場合について方程式を簡約化した。これには大気密度 (ρ) と水平方向の速度 (u) の積に比例する新しい変数 (Z 関数とよばれている) を導入している。この Z 関数を用いると、回収体の運動方程式は Z の水平方向速度 (u) に関する 2 階の常微分方程式として表わすことができる。この微分方程式を解いて、 Z および Z の変化率 (dZ/du) を求めると、空力荷重、空力加熱率、飛行距離等が容易に得られる。CHAPMAN の結果はこれまでの例のような解析解ではないが、この微分方程式を解いて得られる結果は軌道全体にわたって厳密解とよく一致する。文献⁹⁾ でもこの方程式について詳細な検討が行われている。また CHAPMAN の微分方程式は後に述べるように回収体の誘導論理の一つとして利用できる。

4. 回収体の飛行 (L/D : 可変)

回収体の揚抗比 (L/D) を一定として地球周回軌道より大気圏 (高度約 120 km) に突入すると第 3 図に示すように機体は減衰振動を行いながら降下し、最後には、揚力と遠心力の和が重力と釣り合った平衡状態となって飛行する。この振動は phugoid 振動とよばれ、大気圏突入時の飛行経路角 (γ_i), 揚抗比 (L/D) が大きくなるほど激しくなる。このような振動は飛行環境、軌道のコントロールの面からは好ましくない。このため、揚抗比 (L/D) を変化させて、軌道の減衰を早めたり、過大な空力荷重、空力加熱をさけるよう、回収体の飛行に一定の拘束を設けて飛行を行う方法がとられる。拘束の例としては

- (1) 一定抗力飛行
- (2) 一定飛行経路角飛行
- (3) 一定高度または一定高度変化率飛行
- (4) 一定空力加熱率飛行

第 3 図 回収体の振動運動

第 4 図 一定抗力飛行

等がある。回収体がこのような拘束条件のもとに飛行する場合には速度に対する回収体の高度、飛行距離、飛行経路角等の飛行状態量が解析的に容易に得られ、回収体の誘導に利用される。このいくつかについて説明する。

4.1 一定抗力飛行 (constant drag flight) 空気抵抗による減速度は弾道係数 ($W/C_D A$) の逆数と動圧 $\rho V^2/2$, V : 機体速度) の積で与えられる。弾道係数が一定の場合には、一定抗力飛行は動圧が一定の飛行といいかえることもできる。高度 120 km より大気圏に突入して、一定抗力飛行に移行した飛行プロファイ

ルを第4図に示す。この図で $\bar{V}$ は機体速度(V)を地球周回速度($\sqrt{gr_0}$, g : 重力加速度, r_0 : 地球半径)で無次元化したものである。またパラメータ(D/W)は抗力加速度(g 単位)である。

この飛行の初期突入部分は既述の LEES の解析結果を用いている。この一定抗力飛行では飛行距離は速度の2次式として、また飛行時間は速度の1次式として得られる。

4.2 一定飛行経路角飛行 (constant flight pass angle flight) これは回収体が決められた飛行経路角(γ)で飛行するもので、この場合、回収体の飛行高度(h)は、速度(V)の対数関数として得られる。第5図は高度120kmより初期飛行経路角(γ_i)が -1.5° , -2° , -3° で大気圏に突入し、初期飛行経路角の1/2になったところで、飛行経路角を固定し降下した例を示す。この飛行の場合も、空力荷重、飛行距離等は容易に解析的に得られる。

4.3 一定高度、一定高度変化率飛行 (constant altitude or constant altitude rate flight) これは高度変化率($\dot{h}$)を一定に保って降下する場合で、この特別な場合が一定高度飛行($\dot{h}=0$)である。初期飛行経路角(γ_i)が非常に大きくて空力荷重や空力加熱率が制限値を超えることが予想される場合には、これらの飛行に移行し、飛行中に空気力によってエネルギーを消散させた後降下する方法がとられる。第6図は高度120kmより一定姿勢(LEESの解析解)で大気圏に突入した後、高度変化率($\dot{h}$)が0となったところで一定高度飛行に移行した例を示す。

5. 空気力と制御変数

回収体に加わる空気力(揚力, 抗力)は第7図のように表わされる。飛行面内で速度ベクトル $\bar{V}$ に垂直方向を $\hat{l}$, 飛行面に直角方向を $\hat{n}$ とすれば揚力 L による加速度(L/W)は次式で表わされる。

$$\frac{L}{W} = \frac{C_D A}{2W} \rho V^2 \left(\frac{L}{D} \right) (\hat{l} \cdot \cos \beta - \hat{n} \cdot \sin \beta)$$

いま揚力 L を変化させて、軌道をコントロールするものとし、弾道係数($W/C_D A$)が一定と仮定すれば、制御変数は揚抗比(L/D)またはバンク角(β)である。揚抗比(L/D)は回収体の形状が、ジェミニやアポロのような軸対称型、いわゆるカプセル型の場合、ほとんど一定であり、このときはバンク角(β)のみの制御ということになる。しかしこの場合には直角方向($\hat{n}$ 方向)にも揚力の成分が発生するため、横方向(クロスレンジ)の軌道コントロールが必要となる。機体の形状が非軸対称の揚力体(リフティングボディ)またはシャトル・オービターのような有翼型で、極超音速

第5図 一定飛行経路角飛行

第6図 一定高度飛行

第7図 空気力と制御変数

飛行 (マッハ数>5) を行う場合には、ニュートン流近似が用いられる。ニュートン流近似では揚力係数 (C_L)、抵抗係数 (C_D) は機軸と速度ベクトルのなす角、すなわち迎え角 (α) の関数として次のように与えられる。

$$C_L = C_{L0} \sin^2 \alpha \cos \alpha$$

$$C_D = C_{D0} + C_{DL} \sin^3 \alpha$$

C_{L0} 、 C_{D0} 、 C_{DL} はいずれも機体形状によって決まる定数である。このとき揚抗比 ($L/D = C_L/C_D$) は

$$L/D = C_{L0} \sin^2 \alpha \cos \alpha / (C_{D0} + C_{DL} \sin^3 \alpha)$$

で与えられ、迎え角 (α) のみの関数となる。

したがって揚力体、有翼型の回収体の場合は制御変数は迎え角 (α) またはバンク角 (β) である。

以上から回収体のおもな制御対象である飛行距離 (ダウンレンジ) と制御変数の関係は次のように表わされる (第9図)。

6. 回収体の誘導方式の分類とその例

回収体の誘導は第1表のように分類される。大別するとインプリシット法とイクスプリシット法がある。インプリシット法は飛行前に基準の軌道を決めておく。もし軌道がこの基準軌道からずれると基準軌道に沿うように誘導を行うもので、目標の着地点もあらかじめ基準軌道で決められた点である。この誘導法の特

徴は飛行中の誘導計算がきわめて簡単で、四則演算で済むことである。しかし基準軌道のデータを大量に記憶しておかなければならず、また飛行途中で目標点地域の気象条件等によって着地点を変えたいとしてもいったん大気圏に突入した後はその変更は不可能である。このため一般に柔軟性に欠けるといわれている。

第8図 空力特性 (ニュートン流近似)

第9図 軌道パラメータと制御変数

$\frac{1}{s}$: 積分記号, α, β : 迎え角, バンク角

第1表 回収体の誘導方式の分類

誘 導 方 式		概 要
インプリシット誘導方式	固定ゲイン誘導法	基準軌道の軌道パラメータ (レンジ, 高度, 抗力等) と実飛行時の軌道パラメータとの差に一定ゲインをかけてコントロール変数 (α, β) を計算する。
	可変ゲイン誘導法	基準軌道の軌道パラメータと実飛行時の軌道パラメータとの差に可変ゲインをかけてコントロール変数を計算する。ゲインは運動方程式を基準軌道のまわりで線形化したときの線形微分方程式を解くことによって得られる。得られたゲインは速度または時間の関数として記憶される。
イクスプリシット誘導方式	リアルタイム予測積分法	飛行中に運動方程式を高速度で積分し、軌道の予測計算を行う。この予測軌道パラメータと飛行中の軌道パラメータから空力荷重、空力加熱およびレンジ要求を満たす最適ゲインを計算する。
	クローズドフォーム誘導法	軌道をいくつかの部分に分割し、各部分について近似解析解を適用して軌道予測を行う。この予測結果と飛行中の軌道パラメータから、空力荷重、空力加熱およびレンジ要求を満たすコントロール変数を計算する。近似解析解としては平衡滑空、一定抗力、一定高度、一定空力加熱率飛行等がある。

イクスプリシット法は基準軌道は必要とせず、目標点と回収体の飛行状態との関係のみによって誘導指令(迎え角, バンク角)を出す。この誘導法は基準軌道が必要としないかわりに目標点までの軌道の予測計算が必要となる。つまり回収体の各時点における飛行状態(高度, 速度, 動圧, 加熱率等)で地表までの飛行を予測したとき, 目標点からのずれを計算し, これを修正する。さらにこの飛行中に空力荷重制限, 空力加熱制限を超えることが予測される場合にはこれをさける誘導指令が出される。この方法を実行するには, 回収体の運動方程式, および空力荷重または空力加熱に関する評価関数を高速に解く必要がある。これはリアルタイム予測積分法とよばれている。この誘導法によれば回収体を飛行状況に応じた最適の誘導ができ, また飛行途中で目標点(着地点)の変更も可能である。これをインプリシット法と比べると搭載計算機に対する演算機能要求は, はるかに厳しく現在の技術レベルでは実現されていない。しかし, 将来は搭載計算機の急速な性能向上に伴ってこの誘導方式へ移行するものと思われる。このように回収体の運動方程式を高速で積分して軌道予測を行うことがむずかしいことから, 予測軌道として運動方程式の近似解析解を用いる方法が採られる。これをクローズドフォーム誘導と称している。近似解析解としては(4)節で述べた種々の解析結果が用いられる。この誘導法はシャトル・オービターの回収誘導に用いられており, 誘導計算の簡便さ, 柔軟性からいって現在の回収体誘導法の主流である。

6.1 回収体誘導の例(1) インプリシット法(基準軌道を用いた誘導)の最も簡単な例として, 一定バンク角誘導について示す(第10図)。機体はカプセル

型を想定し揚抗比($L/D=0.2$)は一定とする。そして軌道のコントロールはバンク角(β)のみで行う。この回収体の基準軌道は, 高度80km, 飛行径路角 -2° を初期値とし, 一定姿勢($\beta=45^\circ$)で飛行するものとすれば, 終端点はA点となる。この点を目標点として, 初期飛行径路角に -0.2° の誤差を与え, 誘導を行わず一定姿勢($\beta=45^\circ$)のまま飛行すればB点に到達する。目標のA点との距離誤差は約91kmである。いま, 飛行中の速度(V)と飛行距離(X)の計測が行われ, 基準軌道の飛行距離(X_{nom})が速度(V)の関数として記憶されているものとする。飛行距離の誤差 $\Delta X (=X-X_{nom})$ が許容値 $\pm \Delta X_L$ を超えた場合には, 次のようにバンク角(β)を変化させる。

$\Delta X \geq \Delta X_L$, $\beta=90^\circ$ (またはスピン): 弾道飛行

$\Delta X < -\Delta X_L$, $\beta=0^\circ$: 最大揚力飛行

この論理を付加して上記と同じ初期飛行径路角誤差 -0.2° を与えた場合, 到達点はC点となり, 目標点, A点との距離誤差は約16kmである。このような簡単な誘導でも無誘導に比べて誘導の効果が表われており米国のジェミニ・カプセルの回収(1964~1966)に採用された。

6.2 回収体誘導の例(2) 同じくインプリシット法で基準軌道と固定ゲインを用いた誘導の例を示す(第11図)。この誘導法はカプセル型または揚力体(リフティングボディ)に適用されている例が多い。回収体の揚抗比の基準値(L/D)_{nom}を0.4とする。この揚抗比をもつ回収体が, 高度80km, 飛行径路角 -2° を初期値として飛行した軌道を基準軌道とする。この軌道の到達点はA点である。

いま, 回収体が初期飛行径路角誤差 -0.4° で, 揚抗

第10図 一定バンク角誘導法

第11図 固定ゲイン誘導法

比は基準値のまま無誘導で飛行したとすればB点に到達し、目標のA点との距離誤差は約275kmである。

次に基準軌道の水平方向の速度 u_{nom} 、高度 h_{nom} および飛行距離 X_{nom} が速度 (V) の関数として記憶されているものとする。飛行中に計測された速度 (u)、高度 (h)、飛行距離 (X) が基準値に比べて誤差があればゲイン ($K_1 \sim K_3$) をかけて、次式で揚抗比 (L/D)_{nom} を修正する。

$$L/D = (L/D)_{nom} + K_1(u - u_{nom}) + K_2(h - h_{nom}) + K_3(X - X_{nom})$$

ここでゲイン ($K_1 \sim K_3$) は次の値に仮設定する。

$$K_1 = -4.15 \times 10^{-4} (\text{sec/m})$$

$$K_2 = -9.84 \times 10^{-5} (1/\text{m})$$

$$K_3 = -3.28 \times 10^{-6} (1/\text{m})$$

この方法で上記と同じ初期飛行径路角誤差 -0.4° を与え誘導を行ったとき、到達点はC点となり誘導の効果が表われている。

制御システムはこの揚抗比 (L/D) を迎え角 (α) またはバンク角 (β) に変換して送られる。ここで用いたゲイン ($K_1 \sim K_3$) はここでは仮に設定したもので、この誘導法を用いる場合には、基準軌道が設計された段階で最も適当なものが選定される。

6.3 回収体誘導の例 (3) 次にインプリシット法のうち、可変ゲインを用いた誘導法の例を述べる。この方法は回収体の軌道パラメータ、たとえば飛行径路角 (γ)、抗力 (D)、飛行距離 (X) が基準軌道からあ

第12図 可変ゲイン

まりずれないと仮定して、回収体の運動方程式を線形化する。この線形化された連立微分方程式に対して随伴方程式を解くことにより大気圏突入時から地表に到達するまでの軌道に沿ったゲイン ($K_1 \sim K_3$) が計算できる。第12図にその計算例を示す。このゲインを使用して、基準軌道におけるバンク角 ($\cos \beta$)_{nom} を軌道のずれに応じて修正する。

$$\cos \beta = (\cos \beta)_{nom} + K_1(V)(\gamma - \gamma_{nom}) + K_2(V)(D - D_{nom}) + K_3(V)(X - X_{nom})$$

この方法で誘導を行って初期飛行径路角誤差 $+0.8^\circ$ を修正した結果を第13図に示す。無誘導時の到達点B

第13図 可変ゲイン誘導法

第14図 クローズドフォーム誘導法 (軌道予測: 平衡滑空飛行)

は目標点Aに対して約750kmの誤差をもつがこれが誘導により修正されていることがわかる。また軌道の制御はここに示したようにバンク角(β)によらず、迎え角(α)によっても可能である。この誘導法を使用する場合にも基準軌道の軌道パラメータと、ゲイン($K_1 \sim K_3$)が速度(V)の関数として記憶されていなければならない。文献⁹⁾ではミッション軌道を離脱して大気圏上限(高度約120km)に達するまでの間にこの基準軌道とゲインの計算を行うことを提案している。この場合、搭載計算機の記憶容量は少なくすみ、ミッション柔軟性は増すが、計算時間が問題となる。本文献で

は高度180kmの円周軌道から大気圏上限に達するまでの時間は約208秒、高度1,800kmからは約1,504秒程度あり、十分に計算の余裕があるとしている。

6.4 回収体誘導の例(4) イクスプリシット法の代表的な例としてクローズドフォーム誘導法を用いた高揚力回収体($L/D=2 \sim 3$)の計算例を示す。いま平衡滑空飛行軌道を予測軌道として用いることにすると目標点までの飛行距離($X_t - X$)と要求揚抗比(L/D)の関係は次のように与えられる。

$$\left(\frac{L}{D} \cdot \cos \beta\right)_c = \frac{2(X_t - X)/r_0}{\ln \{(1 - \bar{V}^2)/(1 - \bar{V}^*)^2\}}$$

ここで、 X_i は目標点の距離(定数)、 r_0 は地球半径、 $\bar{V}$ は地球周回速度 $\sqrt{gr_0}$ で無次元化した速度、 $\bar{V}_i$ は目標点における速度(定数)である。飛行中の回収体の速度($\bar{V}$)と飛行距離(X)が計測されているものとすれば、目標点との関係のみで要求揚抗比が計算できる。第14図は高度120 kmより初期飛行径路角 -2° で大気圏に突入し、それぞれの目標点に向かって飛行したものである。また第15図は約5,000 kmを飛行したところで、最初の目標点を約2,000 km延長し新しい目標点に向かって飛行した場合である。このようにクロズドフォーム誘導では目標点が与えられればよく、その過程で基準軌道は必要としない。しかもこの

例のように飛行中に目標点の変更があっても十分対応が可能である。第16図はこの誘導法を用いて種々の初期飛行条件(この例は初期飛行径路角を変えたものである)から目標点に向かって飛行させた例を示したものである。なおこの例では第14図、第15図の phugoid 振動をおさえ、滑らかに誘導を行ったものである。

同様の誘導は他の近似解析解を予測軌道として用いても可能で、第17図は一定抗力飛行軌道を用いて目標点まで誘導した例である。実際にこのクロズドフォーム誘導を用いる場合には以上の例のように大気圏上限から地表まで一つの近似解析解を用いることは少なく、回収体の飛行状態に応じて幾つかのフェーズにわ

第15図 クロズドフォーム誘導法: 目標点の変更 (軌道予測: 平衡滑空飛行)

第16図 クロズドフォーム誘導法 (軌道予測: 平衡滑空飛行)

け、それぞれ適当な近似解を用いる。この典型的な例はスペースシャトル・オービターの回収誘導¹²⁾に見られ、空力加熱制御、平衡滑空飛行、一定抗力飛行フェーズ等にわけられている。

以上の例からわかるようにクローズドフォーム誘導はインプリシット法に比べて演算の簡単さには多少欠けるが、大量の記憶容量は必要としないこと、制御可能な範囲内で、どのような飛行状態からでも目標点に向かうことができ、しかも飛行中に目標点の変更が可

能であること、等からミッション柔軟性が大きいといわれている。

6.5 回収体誘導の例 (5) 最後にイクスプリシット法の例としてリアルタイム予測積分法について述べる。回収体が降下中に運動方程式を高速で積分し、先の軌道予測を行うことは現状ではむずかしいけれども3章で述べた CHAPMAN の微分方程式 (Z 関数の水平速度 u に関する2階の微分方程式) 等を用いることにより近似的に、高速で積分し、軌道の予測を行うこと

第17図 クローズドフォーム誘導法 (軌道予測: 一定抗力飛行)

第18図 CHAPMAN の微分方程式による軌道予測

ができる。ここでは空力加熱率、加熱量、抗力加速度等に関する拘束や最適性についてはふれず、CHAPMANの微分方程式による軌道予測能力について示す。第18図はこの微分方程式を台形積分公式を用いて積分し、予測軌道を計算したものである。この図からわかるように、非常によく厳密解と一致するが、軌道の後端でわずかにずれてくる。これはCHAPMANの微分方程式の算出の仮定が $(L/D) \cdot \tan \gamma \ll 1$ であるためで軌道の後端では飛行径路角 (γ) が大きくなり、この仮定からはずれてくるからである。この軌道予測法は揚抗比 (L/D) が大きい場合にも適用できるがこの場合、上記の仮定から、飛行径路角 (γ) が小さい範囲に限られる。以上のようにCHAPMANの微分方程式による軌道予測法は非常に精度がよいので、一つの応用として、インプリシット法で基準軌道の代りに使用すれば、基準軌道の軌道パラメータを記憶する必要はなくなり、その欠点の一つが改善できる。

7. あ と が き

回収体の軌道の特徴と誘導方式の分類、およびその例を紹介したが、簡単のために飛行面内(2次元)での考察を主とした。本稿は航空宇宙技術研究所との共同研究「回収体誘導制御システムの研究」でスタディした内容の一部をまとめたものである。われわれはクロスレンジの軌道コントロールを含めた3次元での種類の回収体の誘導について解析を進めており機会があれば紹介したい。

おわりにご支援をいただいた航空宇宙技術研究所、山中、新田、森、各主任研究官に感謝の意を表したい。

参 考 文 献

- 1) 森 英彦, 新田慶治, 山中龍夫: ジェミニ型カプセル回収体の概念検討—生物衛星への応用—, NAL TM-436 (1981. 5).
- 2) 柴藤羊二, 伊藤哲一: 小型有翼機概念研究, 第24回宇宙科学技術連合講演会 (1980. 10).
- 3) 森 英彦: ジェミニ型飛しょう体の回収における軌道とダイナミックス, NAL TR-651 (1981. 1).
- 4) ALLEN, H. J. and EGGERS, A. J.: A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Missiles Entering the Earth's Atmosphere at High Super Sonic Speed, NACA TN 4047 (1957. 10).
- 5) LEES, L., HASTWING, F. W. and COHEN, C. B.: Use of Aerodynamic Lift During Entry into the Earth's Atmosphere, ARS Journal (1959. 9).
- 6) ARTHUR, P. D. and KARRENBERG, H. K.: Atmospheric Entry with Small L/D , Journal of the Aerospace Sciences, Vol. 28, No. 4, (1961. 4), pp. 351-352).
- 7) EGGERS, A. J., ALLEN, H. J. and NEICE, S. E.: A Comparative Analysis of the Performance of Long-Range Hypervelocity Vehicles, NACA TN 4046 (1957. 10).
- 8) CHAPMAN, D. R.: An Approximate Analytical Method for Studying Entry into Planetary Atmosphere, NASA TR-R-11 (1959).
- 9) PERLMUTTER, L. D. and CARTER, J. P.: Reference Trajectory Re-Entry Guidance without Pre-Launch Data Storage, AIAA Paper, No. 65-48 (1965. 1), pp. 1-16.
- 10) WINGROVE, R. C.: Survey of Atmosphere Re-Entry Guidance and Control Method, AIAA Journal, Vol. 1, No. 9 (1963. 9), pp. 2019-2029.
- 11) TANNAS, L. E. and PERKINS, T. R.: Simulation Evaluation of Closed Form Reentry Guidance, AIAA Paper, No. 67-597 (1967. 8.), pp. 1-9.
- 12) HARFOLD, J. C. and GRAVES, Jr. C. A.: Shuttle Entry Guidance AAS 78-147 (1979).
- 13) METZLER, R. A. and POWERS, W. F.: Optimization Techniques Applied to Space Shuttle Explicit Re-Entry Guidance Law Design; Journal of the Astronautical Science, Vol. XXVI, No. 1 (1978. 1~3), pp. 47-68.
- 14) LOH, W. H.: Re-Entry and Planetary Entry Physics and Technology, Applied Physics and Engineering/An International Series (1968).