

宇宙開発事業団技術報告

低推力推進と重力捕捉による月飛行経路の検討

1995年3月

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

低推力推進と重力捕捉による月飛行経路の検討

A study of flight trajectories to lunar orbits via low thrust propulsion
and gravity capture

山脇 功次
Yamawaki, Koji

技術研究本部システム技術研究部未来宇宙システム研究室
Future Space Systems Laboratory, Systems Engineering Department,
Office of Research and Development

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

目 次

1. 序 論	1
2. 飛行経路の構成と生成条件	1
2.1 低推力月飛行経路の概要と構成	1
2.2 螺旋軌道の性質と生成	2
2.3 月捕捉軌道の性質と生成	2
2.4 Q点半径の存在域	3
2.5 Q点に関する制約条件	3
2.6 月捕捉可能なQ点存在域の計算例	4
3. 低推力軌道変換	4
3.1 螺旋上昇軌道変換	4
3.2 軌道面変換	5
3.3 P遷移軌道における離心率増加	5
3.4 Q遷移軌道における離心率低減	6
3.5 螺旋降下軌道変換	6
4. 月捕捉軌道の数値計算例	6
4.1 極進入飛行経路	6
4.2 赤道進入飛行経路	6
5. 軌道制御	6
5.1 P遷移フェーズでの軌道制御	6
5.2 慣性飛行フェーズでの軌道制御	7
5.3 Q遷移フェーズでの軌道制御	7
6. 結 論	7
参考文献	8

低推力推進と重力捕捉による月飛行経路の検討

未来宇宙システム研究室 山脇功次

1. 序論

月や惑星の探査ミッションにおいて、軌道変換の推進系としてイオンエンジン等の高い比推力を持つエンジンを利用することは、小型の探査用宇宙機を実現するうえで大変有望である。

通常、イオンエンジンのような電気推進では3000秒以上の比推力が得られ、宇宙機の燃料重量比を大幅に低減することができる。例えば、低高度の地球周回軌道から低高度の月周回軌道への飛行の場合、燃料重量比率は従来の化学ロケットでは概ね80%であるが、イオンエンジン等による電気推進では20%程度となり、小型宇宙機の実現の可能性が大きくなる。

しかし、得られる推力は極めて小さいため、数百kmの低高度からの軌道変換は必然的に極めて緩慢に半径が増加する螺旋軌道となり、飛行日数もたいへん増加する。また、地球近傍の周回軌道からの離脱や月周回軌道への投入のための急激な加速や減速ができないため、低推力によって地球周回軌道から月周回軌道に緩やかに投入できる飛行経路が必要となるが、このような重力捕捉軌道が存在することは、既にNASA、ISAS等の研究者により報告されている^{1,2,3)}。

ところで、地球と月を結ぶ方向に固定された座標系から見ると、上記の重力捕捉軌道は宇宙機が最も低いエネルギーで月に進入できる通路の近傍にあり、この通路は地球と月の間にあるラグランジュ点^{4,5)}の周辺を通る。また、推力が使用されなければエネルギーが保存されるため、逆にこの通路から月を離脱する軌道に接続している。従って、限られた時間内に月との相対速度を減じて軌道高度を下げなければ、安定した月周回軌道に投入したことはない。

この資料では、主に $10^{-5}g$ 級の極めて低い推進加速度で実現可能な飛行経路の成立条件と生成方法について報告し、これに基づく飛行経路の数値計算例を示す。

2. 飛行経路の構成と生成条件

2.1 低推力月飛行経路の概要と構成

この資料では、地球周回軌道から月周回軌道への飛行経路を

①地球の引力が支配的な領域での地球周回螺旋軌道

②地球と月の引力が拮抗する領域での月捕捉軌道

③月の引力が支配的な領域での月周回螺旋軌道

に分割して、それぞれの軌道の役割と生成に係わる基本的な問題を考察する。

第1図は、低推力による軌道生成の特徴を考慮して、全飛行経路の構成とその概要を示したものである。

まず、地球周回螺旋軌道では、ほぼ連続的な低推力推進により、概ね円軌道を保ちつつ軌道半径を増加させる。この前段フェーズでは、重力ポテンシャルの J_2 項の影響が大きいため、これを利用した軌道面制御が主要なタスクとなる。後段フェーズでは、 J_2 項の影響が弱まり、推力方向制御による軌道面の微調整が必要となる。ここでは離心率が急激に増加することはない、到達目標軌道は半径15万km以下の準円軌道である。また、主に月に進入する経路と日時から、この軌道面の月軌道面に対する必要傾斜角が定まる。しかし、推力のばらつき等により飛行日数も変動するから、この軌道の終端条件で予定した月捕捉軌道にリンクするとは限らない。従って、目標軌道に到達した後も、この最終軌道に滞留して、妥当な月進入条件を得るための時間調整または軌道修正を行う必要がある。この目標軌道（以下ではパーキング軌道と呼ぶ）として半径15万km以下の準円軌道を選択する理由は、月の引力による摂動を小さく抑えるためである。

月捕捉軌道は、パーキング軌道から安定した月周回軌道に到達する飛行経路であり、離心率を高める遷移フェーズ、慣性で飛行し月に進入する飛行フェーズ及び安定した月周回軌道に投入する遷移フェーズ（以下では、それぞれのフェーズをP遷移フェーズ、慣性飛行フェーズ及びQ遷移フェーズ、P遷移軌道の終点をP点、Q遷移軌道の始点をQ点と呼ぶ）から成る。そのなかで、P点とQ点をリンクする慣性飛行軌道が重力捕捉によって月に到達する軌道であるが、この軌道は慣性飛行のままでは再び月を離脱する。このため、月に対する宇宙機の相対速度を低めて、安定した周回軌道に遷移せしめなければならない。しかし、月中心に原点を持つ座標系に対して定義されるQ点の位置ベクトルと速度ベクトル（Q点状態変数とも呼ぶ）によっては、低推力推進では安定した周回軌道に遷移するようなQ遷移軌道を見いだせない場合がある。安定した月軌道にリンクするQ遷移軌道が得られるかどうか

は、軌道変換に使用できる推力と月に進入する速度の大きさに強く関わっている。

月周回螺旋軌道は、ほぼ連続推進（減速）により軌道を降下させるフェーズであり、地球周回螺旋軌道と同様に2つのフェーズから成る。この螺旋軌道では、いったん離心率が小さく抑えられると、連続推進を行っても離心率が増加することはない。従って、この前段フェーズでは離心率が増加するとペリジ側での片側減速により離心率を減少させ、後段フェーズでの連続推進に備えなければならない。もし前段フェーズでの離心率の低減ができなければ、減速推進の時間帯がペリジ側に限定されるために飛行日数が増加する。

2.2 螺旋軌道の性質と生成

離心率 e の小さい準円軌道では、軌道半径方向及び軌道面に平行で軌道半径に直角な方向の微小加速度をそれぞれ S 及び T とすれば、軌道長半径の時間変化率 da/dt は近似的に

$$da/dt = 2(a^3/\mu)^{1/2}(S \sin f + T) \quad (1)$$

で表される⁴⁾。ただし、 f は真近点角(true anomaly)、 μ は中心力場の重力係数（以下では、地球周回軌道に対しては $\mu_e = 3.986 \times 10^5 \text{ km}^3 \text{ sec}^{-2}$ を、月周回軌道に対しては $\mu_m = 4.903 \times 10^3 \text{ km}^3 \text{ sec}^{-2}$ を用いる）である。

(1)式によれば、 S は軌道半径の増加に対してほとんど寄与しない。従って、ここでは推力ベクトルの方向は速度ベクトル方向に一致しているものとする。この場合、離心率 e は付録Aに示すように、

$$e = 2(F/m)/(\mu/a^2) \quad (2)$$

で与えられ、螺旋軌道の離心率は推力加速度 F/m と重力加速度 μ/a^2 の比によって決まる。従って、 $F/m = 2 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ 程度の低推力の場合、軌道半径15万km以下の地球周回円軌道や2万km以下の月周回円軌道では、離心率が0.05を越えることはない。

パーキング軌道から月捕捉軌道への投入条件は、パーキング軌道での時間調整とQ点状態変数の調整により求める。この問題はここでは論じないが、今後Q点ターゲティング問題として検討されるべき重要な課題である。

2.3 月捕捉軌道の性質と生成

Q点は月捕捉軌道を特定する条件であり、月に対する位置ベクトルと速度ベクトルによって定義される。このQ点に対して月捕捉軌道が生成可能かどうかは、地球重力支配圏にあるP点がQ点からの逆行積分によ

り特定でき、かつ低推力により螺旋降下軌道にリンクするQ遷移軌道が生成できるかどうかによる。このようなP遷移軌道とQ遷移軌道の生成の可能なQ点が“有為”なQ点である。

まず、逆行積分によりP点にリンクするQ点を探す。これはQ点位置ベクトル r_Q とQ点速度ベクトル v_Q から成る状態変数の集合である。そして、有為なQ点とは、月に引き寄せられて適切な相対速度を持つような無推力飛行経路で、かつ概ね月を不安定ながらも周回する軌道を生成する値でなければならない。もし安定した月周回軌道であれば、P点につながる慣性飛行経路は存在しないから、有為なQ点ではない。

第2図を参考にすれば、地球と月を結ぶx軸に固定され、慣性空間に対してz軸回りに角速度 w で回転する地球・月固定(E-M)座標系において、位置ベクトル及び速度ベクトルがそれぞれ r 及び v である単位質量のいわば擬似エネルギー E は次式で表される⁴⁾。

$$E = v^2/2 - (w \times r)^2/2 - \mu_e/r_e - \mu_m/r_m \quad (3)$$

ただし、 r_e 及び r_m はそれぞれ r_e 及び r_m の絶対値である。この関係式は制限3体問題のヤコビ積分⁵⁾ をエネルギーを単位とする関係式に変換したものであり、地球から月に至るベクトル r_{em} の絶対値 r_{em} 及びE-M座標系の角速度 w の絶対値 w を一定とすれば、 v が零の時の擬似エネルギー E_0 はヤコビ積分定数 C と

$$E_0 = -(r_{em} w)^2 \times (C/2) \quad (4)$$

なる関係がある。また(3)式より、月北極上空4.5万kmにあって、x軸方向に350m/sの速度（月との2体問題から求められる離心率0.12に相当する速度）を持つQ点の擬似エネルギーは $-1.588 \text{ km}^2/\text{s}^2$ となるが、これは月脱出後も不変である。第3図には地球と月を結ぶ直線(L線と呼ぶ)上での擬似エネルギーを示すが、上記の値はラグランジュ点(L点)近傍から300m/sを越える相対速度で月脱出が可能なエネルギーである。

つぎに、地球周回軌道の長半径 a 、離心率 e 、月軌道面に対する傾斜角 i 、及びL線と r_e の成す角度 θ を用いて(3)式を書き換えれば、近似的に

$$E = -\mu_e/2a - w[\mu_e a(1-e^2)]^{1/2} \cos i - \mu_m/r_m + r_e \mu_m \cos \theta / r_{em}^2 \quad (5)$$

となり、P遷移最終の軌道要素との大まかな関係が得られる。参考に、 $E = -1.588 \text{ km}^2/\text{s}^2$ 、 $i = 15$ 度、宇宙機はL線に直角な方向にあって月と45万km離れているとすれば、離心率0.3の場合の長半径は(5)式より約25万kmとなるから、ペリジ半径は17.5万km、アポジ半

径は32.5万kmとなる。従って、P遷移軌道の最終のアポジ点はほぼし点に達する距離にある。

2.4 Q点半径の存在域

推力の大きさと地球重力の影響から、Q点半径に対する制約条件が求められる。

いま、地球を無視した月の中心力場に関して離心率 e_0 なる軌道のペリジ点にQ点をとるものとして、軌道安定化のための必要減速度 δV を求める。まず、ペリジ半径 r_0 の軌道から、半周期以内の減速によって生成した軌道のペリジ半径 r_1 が r_0 よりも小さいならば、概ね半周期毎に推力のオンオフが繰り返され、離心率を増大させることなく安定的な螺旋降下が可能となる。そこで、遷移軌道の安定化の条件として、減速前後の軌道のペリジ半径 r_0 と r_1 に関して、

$$r_1 < \kappa r_0 \quad (0 < \kappa < 1) \quad (6)$$

なる条件を適用するものとすれば、速度増分 δV は

$$\delta V > (\mu_m / r_0)^{1/2} [(1 + e_0)^{1/2} - \{2\kappa / (1 + \kappa)\}^{1/2}] \quad (7)$$

を満たさなければならない。ここで、 $r_0 = 4.5$ 万km、 $e_0 = 0.1$ 、 $\kappa = 0.8$ とすれば、 $\delta V > 35$ m/s となる。従って、 $F/m = 2 \times 10^{-4}$ m/s² の宇宙機では約2日連続して減速すれば、より安定した軌道に投入できるという目安が得られる。また、Q点近傍での減速可能時間の軌道周期に対する比率を λ とすれば、

$$r_0 > [\mu_m (1 - e_0)^{3/2} \{ (1 + e_0)^{1/2} - \{2\kappa / (1 + \kappa)\}^{1/2} \} / (2\pi \lambda F/m)]^{1/2} \\ \approx 19000 / \lambda^{1/2} \text{ km} \quad (8)$$

となる。従って、離心率減少のためにペリジ側でのみ減速し、半周回にわたり減速推進可能とすれば、 $\lambda = 1/2$ であるから、 $r_0 > 2.7$ 万km となる。このように、Q点半径 r_0 の下限値は宇宙機の推力加速度の大きさによって定まることになる。

つぎに、Q点半径が大きい場合、地球重力の影響が相対的に大きくなるため、月周回軌道は不安定な状態にある。まず、月の中心に原点を置く慣性座標系に関して、宇宙機に加わる加速度ベクトル α を求めると、

$$\alpha = -(\mu_m / r_m^3) r_m - (\mu_m / r_m^3) r_m \\ - w \times (w \times r) \quad (9)$$

となるから、月が地球と月の重心回りを円運動するものとすれば、(9)式は次式のように書き換えられる。

$$\alpha = (\mu_m / r_m^3) i_m - (2\mu_m r_m \cos \phi / r_m^3) i_m \\ - (r_m w^2 \cos \phi) i_m \quad (10)$$

ただし、 i_m 及び i_r はそれぞれ宇宙機から月及び地球に向かう方向の単位ベクトル、 ϕ は地球から月に向かう方向と i_m との成す角度、 ϕ は月の公転角速度ベクトル w と r_m の成す角度、 i_r は w 方向の単位ベクトルである。ところが、(10)式右辺の第1項以外の加速度は宇宙機の安定した楕円運動を乱す要素であるから、第1項と比較して適当に小さくしなければならない。そこで、安定した周回軌道の必要条件として、第2項と第3項の和の最大値が第1項より小さいという条件、

$$(2\mu_m r_m / r_m^3 + r_m w^2) < \mu_m / r_m^2 \quad (11)$$

を適用するものとすれば、以下の関係が求められる。

$$r_m < r_m \{ \mu_m / (2\mu_m + w^2 r_m^3) \}^{1/3} \\ \approx 61000 \text{ km} \quad (12)$$

以上の解析より、推進加速度 2×10^{-4} m/s² の宇宙機で有効なQ点は、軌道半径3~6万kmの領域に存在する可能性があると言える。

2.5 Q点に関する制約条件

低推力によって月軌道に接近し、月との適切なランデブ期間を経て月にソフトに進入する飛行軌跡の問題は3体問題そのものであり、Q点存在域はQ点位置ベクトル r_Q やQ点速度ベクトル v_Q の大きさだけでなく、これらの方向にも強く依存することが予想される。これは投入軌道の傾斜角にも係わる課題であり、少なくとも第4図に示すリング状の領域（これをQリングと呼ぶ）をQ点存在域として取り扱う必要がある。また、第4図のQリング以外に有為なQ点存在域は見い出せないのか。以下では、 r_m が一定の場合のE-M座標系で表した月捕捉軌道の数値計算例を参考にしてQ点存在域を具体的に探り、有為なQ点に対する制約条件を規定する。

第5図はQ点半径4.5万kmで、白道面の下方から接近して北極上空のQ点を通過する飛行経路を3次元的に表した軌跡（・の間隔は1日）である。第6図及び第7図はQ点半径4万kmで、Q点が白道面に存在する場合の飛行軌跡である。Q点にはどちらも350m/sの速度で到達し、遅くともQ点通過から10日後には月から離脱している。これらの軌跡は広い意味でQ点の集合であるから、Q点は月周辺を囲んで多数存在すると考えてよい。逆に言えば、1つのQ点は多数のQ点を代表していることになるから、有為なQ点候補を第4図の

Qリング上に限定することができる。第7図では、 r_0 が地球と月を結ぶ線(L線)に平行で、離心率が零の周回速度を持つQ点を選択したが、月の近傍をスウィングしてL点近傍通過から約8日後にQ点に到達する特異な軌跡となる。これは低傾斜角軌道への投入では大変興味ある軌道であるが、ここでは標準的なQ点としては取り扱わない方がよいと思われる。

また第4図において、 r_0 と月の北極軸との成す角度 ψ 。(緯度の余角、これをQ角と呼ぶ)は軌道傾斜角を定めるパラメータとなる。そして第6図のように、有為なQ点は地球から見てQリングの右側に存在するが、この左側には月を脱出してP遷移軌道にリンクするようなQ点条件は見だし難い。一例として第8図には、Q角が左側-90度であり、Q点半径、Q点速度が第6図と同じ場合とQ点速度のみ離心率0.99まで増加した場合の逆行積分の軌跡を示すが、このQ点条件では月を脱出できないか、脱出しても地球に接近する軌跡は得られない。従って、Q点につながるP点がないことになる。これはE-M座標系でのエネルギーと係わった興味ある問題であるが、ここでは解析的な考察は省略する。

以上の考察より、低推力軌道の生成に有為なQ点は以下の条件を満たすものとしてよいだろう。

- (1) 宇宙機の進入方向は概ねL線に沿った地球方向とする。反対方向からの進入は考えない。
- (2) Q点からP点への月脱出の飛行経路はペリジ半径20万km以下の無推力軌道とする。
- (3) Q点半径は 4.5 ± 1 万km、Q角は $0 \sim 180$ 度とし、Q点位置ベクトルとQ点速度ベクトルは直交する。
- (4) 月周回軌道の安定化はQ点通過前後から行い、通常ペリジ側での減速によって行う。
- (5) Q遷移軌道の長半径約2万kmで、離心率は0.2以下となるものとする。

2.6 月捕捉可能なQ点存在域の計算例

第9図は、北極上空に設定されたQ点から、逆行積分により慣性飛行で月脱出が可能な速度の下限値と、順行積分により数周回内に離心率0.2以下の安定した月周回軌道が得られる速度の上限値を示したものである。下限値については、月の楕円運動のため月に到達する日時によって20m/s程度変動するが、図中のグラフはその最大値で描かれている。5.5万km以上のQ点半径では周回軌道がやや不安定になるので、条件算定の範囲を 4.5 ± 1 万kmとした。また、Q遷移フェーズでの減速制御は第3章で述べる離心率制御の方法に従っており、通常、Q点通過の2、3日前から開始され

る。有為なQ点存在域は上記Q点半径の範囲で、月重力圏脱出可能限界と月周回安定化限界に囲まれる領域となる。

第10図は、白道面に平行な月周回軌道を生成する場合の月捕捉可能なQ点存在域である。この例では、Q点をL点の方向から90度の方向に設定したが、第9図と比較すれば、Q点存在域が軌道半径の大きい領域で著しく狭い。この理由は、図中の点線で示される2体問題で算出された離心率とQ点速度の関係からわかるように、Q点がアポジ側に存在するにも係わらず、ペリジ側でのみ減速を行うロジックを無条件に適用しているからである。そこで、例えばQ点通過4日前より、アポジ半径が3万km以下になるまでは連続的に減速を行い、それ以後に離心率減少の減速制御を行うこととすれば、月周回安定化の範囲は図中の破線の如くに拡大する。このようなQ遷移フェーズの連続減速はQ点存在域の拡大に効果があるが、アポジ側での減速によりペリジ点が降下するため、その後の離心率制御に問題が生じる。従って、ペリジ半径を監視して、連続推進を継続するかどうかを適宜判断する必要がある。

3. 低推力軌道変換

3.1 螺旋上昇軌道変換

宇宙機の推力ベクトルの方向を速度ベクトルの方向に一致させ、かつ離心率をほぼ零に保ちつつ、極めて緩慢に軌道半径を r_1 から r まで螺旋的に変換する場合、速度増分の積算値 V_T と軌道半径の関係は、軌道半径のラグランジュ惑星方程式(Lagrange's Planetary Equations)の近似解、あるいは多段微小ホーマン軌道変換の極限の解として、

$$V_T = (\mu/r_s)^{1/2} - (\mu/r)^{1/2} \quad (13)$$

で表される。この V_T は、付録Bに示すように、多段ホーマン軌道変換における速度増分の上限値となる。

また、推力を F 、比推力を I_{sp} 、初期質量を m_0 、残存質量を m とすれば、速度増分積算値 V_T は

$$V_T = g I_{sp} \log(m_0/m) \quad (g=9.8\text{m/s}^2) \quad (14)$$

とも書ける。従って、(13)式により求められた V_T を(14)式に代入すれば、残存質量比 m/m_0 は、

$$m/m_0 = \exp(-V_T/g I_{sp}) \quad (15)$$

より求められ、飛行日数 t は

$$t = \{g I_{sp}/(F/m_0)\} \{1 - \exp(-V_T/g I_{sp})\} \quad (16)$$

となる。このように、低推力螺旋軌道変換では、初期

質量時の推力加速度 F/m_0 と比推力 Isp が既知であれば、残存質量比や飛行日数が一意的に定まる。

第11図は r_0 を7378km、初期推力加速度 F/m_0 の基準値を $2 \times 10^{-4} \text{m/s}^2$ として、軌道高度と飛行日数の関係を示したものである。これによれば、軌道半径15万kmまでの飛行日数は約10カ月である。また、 F/m_0 が基準値より $\pm 20\%$ 変動した場合のグラフも示すが、このような3値の推力レベルを組み合わせて軌道制御を行えば、軌道高度と飛行日数の調整は容易に行える。

3.2 軌道面変換

宇宙機軌道面の白道面に対する傾斜角は、月への進入軌道を左右する重要な軌道要素であり、この調整には宇宙機軌道面の昇交点が地球の偏平によって移動する現象を利用する¹⁾。即ち、宇宙機が半径 r の円軌道上を無推力飛行する場合でも、重力ポテンシャルの J_2 項による摂動力のため、昇交点赤経 Ω が変わる。これを経過時間 t との関係で表せば⁴⁾、

$$\Omega = \Omega_0 - (3/2)(\mu^{1/2} J_2 R_p^2 \cos i / r^2) t \quad (17)$$

となる。ただし、 Ω_0 は $t=0$ での昇交点赤経、 R_p は地球半径、 i は軌道面の赤道面に対する傾斜角である。

また、(13)式を(16)式に代入して変分すれば、

$$(2\nu g Isp/m) \delta t = (\mu/r^3)^{1/2} \delta r \quad (18)$$

なる関係が得られる。従って(17)式の変分は、

$$\delta \Omega = - \frac{3\mu m_0 \exp[-V/g Isp] J_2 R_p^2 \cos i}{4r^5 \nu g Isp} \delta r \quad (19)$$

に書き換えられ、軌道半径 r の変分 δr と昇交点赤経 Ω の変分 $\delta \Omega$ の関係が求められる。従って(19)式を数値積分すれば、軌道高度に対する昇交点赤経 Ω が求められ、軌道高度約2万km以上で特定の値に収束する。

次に、宇宙機軌道面の昇交点赤経と白道面に対する軌道傾斜角との関係を求める。いま、黄道に対する赤道傾斜角を i_0 、赤道の昇交点黄経と白道の昇交点黄経との経度差を Ψ 、白道の黄道に対する傾斜角を i_m とする。そして Ω が既知であれば、地球固定座標系に関する宇宙機軌道面法線方向の単位ベクトル n_0 は、上記の角度による回転を表すコータニオン（オイラーパラメータとも言われる）により、次式を用いて白道面固定座標系に関する単位ベクトル n に変換される。

$$n = \rho_4^* \rho_3^* \rho_2^* \rho_1^* n_0 \rho_1 \rho_2 \rho_3 \rho_4 \quad (20)$$

ここで、 ρ_i 、 n_0 は各々の座標系での回転を考慮して、

$$\rho_1 = \cos(\Omega/2) + e_3 \sin(\Omega/2) \quad (21)$$

$$\rho_2 = \cos(i_0/2) + e_1 \sin(i_0/2) \quad (22)$$

$$\rho_3 = \cos(\Psi/2) + e_3 \sin(\Psi/2) \quad (23)$$

$$\rho_4 = \cos(-i_m/2) + e_1 \sin(-i_m/2) \quad (24)$$

$$n_0 = -e_2 \sin i + e_3 \cos i \quad (25)$$

で表わすことができる。ただし、 e_1 、 e_2 、 e_3 は

$$e_1^2 = e_2^2 = e_3^2 = -1 \quad (26)$$

$$e_1 e_2 = -e_2 e_1 = e_3 \quad (27)$$

$$e_2 e_3 = -e_3 e_2 = e_1 \quad (28)$$

$$e_3 e_1 = -e_1 e_3 = e_2 \quad (29)$$

なる演算が可能なパラメータである。 ρ_i^* は ρ_i と共役関係にあり、例えば ρ_1 については、

$$\rho_1^* = \cos(\Omega/2) - e_3 \sin(\Omega/2) \quad (30)$$

で定義される。また、(26)式~(29)式により一般的に

$$\rho_i^* \rho_i = 1 \quad (i=1,2,3,4) \quad (31)$$

なる関係が成立している。

ここで、赤道の昇交点と白道の昇交点がほぼ同じ黄経であることに注目すれば、昇交点赤経 Ω の変動による宇宙機軌道面の白道面に対する傾斜角 i は概ね

$$|i - (i_0 - i_m)| \leq i \leq |i_0 + (i_0 - i_m)| \quad (32)$$

の範囲で変動する。従って、 $i_0 = 23.5$ 度、 $i_m = 5.1$ 度であるから、 Ω を調整することにより、傾斜角 i を $i \pm 18.4$ 度の範囲で調整することができる。

第12図には、 $i = 30$ 度、 $\Omega_0 = 330$ 度として、(20)式より算出される軌道半径と i との関係を示す。この場合、推力 $\pm 20\%$ の調整により、2万kmの高度に達するまでに傾斜角 i を12~39度の範囲で調整できる。 i は月周回の所定の軌道傾斜角を持つ軌道に投入するためのパーキング軌道に対する条件の1つであり、Q点からの逆行積分によって定まる。

3.3 P遷移軌道における離心率増加

(2)式によれば、 $2 \times 10^{-4} \text{m/s}^2$ の低推力連続推進によりパーキング軌道からL点に至る螺旋軌道の離心率は0.09程度であり、軌道長半径は約30万kmとなる。この条件を(5)式に代入して軌道エネルギー E を求めれば $E = -1.566 \text{km}^2/\text{s}^2$ となり、月進入速度が2.3項の350 m/sよりも約60m/s増加することになる。このように、

連続推進によって生成される螺旋軌道ではQ遷移フェーズでの減速条件が厳しくなるため、P遷移フェーズでは半周期推進による軌道変換を行い、離心率を高めることが望ましい。

軌道制御上の単純な規則性を得るため、以下では

$$\left. \begin{array}{l} r < a \text{ のとき推力オン} \\ r \geq a \text{ のとき推力オフ} \end{array} \right\} \quad (33)$$

を推力オンオフ制御条件として用いる。

また、同じQ点から出発しても、推力オンオフ条件が変われば、逆行積分で得られるパーキング軌道要素が変わる。従って、(33)式のような画一的な条件ではなく、真近点角 f (-180 度 ~ 180 度)を用いて、

$$\left. \begin{array}{l} |f| < f_0 \text{ のとき推力オン} \\ |f| \geq f_0 \text{ のとき推力オフ} \end{array} \right\} \quad (34)$$

とし、 f_0 を制御対象として扱えば、パーキング軌道とP遷移軌道との境界条件を調整することができる。ここでは(34)式を用いた軌道生成は行わない。

3.4 Q遷移軌道における安定化と離心率低減

前章の第5図～第7図が示すように、慣性飛行で月に進入した宇宙機は安定した軌道を得ることはなく、再び地球重力の支配的な空間に戻る。従って、Q点通過前後の数日間で前項とは逆にペリジ側での減速を行い、宇宙機のエネルギーを減少せしめる必要がある。

第13図は、極進入のQ点条件を用いて、減速開始がQ点通過3日前からQ点通過日までの4ケース(Q-3～Q-1, Q0)について、月周回軌道の安定化の様相をQ点通過12日まで示したものである。Q0以外のケースは既にQ点を通過しないが、Q点通過前から減速することによりQ遷移軌道は速やかに安定している。また、これにより軌道傾斜角が大きくずれることはない。

3.5 螺旋降下軌道変換

ほぼ円軌道を維持しつつ連続逆推進により減速し、軌道半径を減少させる。通常、低推力の螺旋降下軌道変換では離心率の増加は抑制される傾向にある。しかし、地球の引力や軌道制御の影響で離心率が減少しない場合は、Q遷移フェーズでの軌道制御と同じように所定の離心率に達するまでペリジ側での減速を行う必要がある。残存質量比及び所要日数は3.1項の関係式により求められる。

4. 月捕捉軌道の数値計算例

4.1 極進入飛行経路

まず、Q点が北極上空にある飛行経路を生成する。螺旋軌道については、2.2項で考察した通りの結果が得られるので、ここでは省略する。以下では、パーキング軌道到達時の F/m を $0.0233mG$ として飛行経路を算出する。また、月交差日(月の近地点通過日からQ点通過日までの日数)によって月捕捉軌道がやや変動するが、ここでは0日とする。

第14図は、Q点半径 4.5 万 km 、Q点進入速度 $350m/s$ (離心率 0.122) の極進入の月捕捉軌道である。P遷移軌道の初期条件はQ点からの逆行積分により求めている。軌跡の太線部では推力がオンである。図中の軌道要素欄の上段は軌道面法線ベクトル、下段は左から長半径、離心率及び周期(hr)である。P遷移フェーズでは、(33)式に従って4周回での片側推進を行うことにより半径約 15 万 km のパーキング軌道とQ点を接続しており、軌道傾斜角 i は約 15 度、この間の飛行日数は約 42 日である。また、Q遷移軌道の生成では、Q点到達4日前を初期条件として、順行積分により求め、減速制御の条件としては(33)式を適用している。

第15図は、第14図のP点より慣性飛行軌道とQ遷移軌道を、月を中心とした白道面に直角な慣性座標で表したものである。Q点通過後約2週間で半径 2 万 km 以下のほぼ円軌道(離心率約 0.02)に投入されている。生成された軌道はほぼ極軌道である。

4.2 赤道進入飛行経路

第16図は、Q点半径 4.5 万 km 、Q点進入速度 $290m/s$ (離心率 0.23 、アポジ側)の赤道進入の月捕捉軌道であり、 r_0 は白道面上にあってL線に直角な方向である。生成された軌道の傾斜角は 0 度となる。このQ点は第10図の下限値の境界域にあり、約 60 日で軌道半径 11.5 万 km 、離心率 0.05 のパーキング軌道に達している。数値計算では進入速度を高めるとP遷移軌道のペリジ半径が小さくなり、パーキング軌道までの飛行日数が増加する。第17図には減速なしと減速ありの2つの月捕捉軌道を月中心の慣性座標系で示すが、Q点通過4日前からの減速制御により、10日後には軌道半径約 2 万 km の準円軌道に入っている。

5. 軌道制御

5.1 P遷移フェーズでの軌道制御

P遷移フェーズのノミナル飛行経路は推力のオンオフシーケンス制御により生成される。しかし、予め定められたオンオフ時間シーケンスのみの軌道制御では、推力のばらつきや太陽圧により月に進入できない可能性がある。

第18図には、第14図と同じ軌道生成条件で、ノミナルのP遷移軌道と±1%の推力誤差がある場合の軌道を重ね合わせて示す。1%の推力誤差(2×10⁻⁷G相当)でも軌道は大きくずれていることから、太陽圧の影響でもQ点に到達できないことが予想される。従って、所要日数の長い飛行では、少なくとも慣性飛行フェーズで摂動誘導のような軌道制御を行う必要がある。

推力誤差や太陽圧による外乱が大きい場合、慣性飛行フェーズの軌道制御では集積した軌道誤差を修正しきれない。この場合、推力飛行中の軌道制御が重要であり、以下に示す制御方式(単に推力制御法と言う)を用いる。まず、中心力場での運動に係わる軌道誤差及び軌道面に直角方向の軌道誤差は、推力ベクトル方向をノミナルな方向から±8.5度(0.1577rad)変更する3値制御によって修正する。前者については、

$$d^2 r / dt^2 = v_r^2 / r - \mu_s / r^2 \quad (35)$$

なる半径 r に関する運動方程式の変分より

$$\delta s_r = \delta r + 2r v_r \delta v_r / (2\mu_s / r - v_r^2) \quad (36)$$

を求める。ただし、 v_r は半径方向に直角で、かつ軌道面内の速度である。後者については、軌道面に直角方向の距離誤差 δr_n 及び速度誤差 δv_n を合成して

$$\delta s_n = \delta r_n + k_0 \delta v_n \quad (37)$$

を求める。そして、 δs_r 及び δs_n を推力方向の3値制御に用いる。このように変更角に制約を加える理由は、ノミナルな方向の推力が失われることを防ぐためである。また、半径方向に直角で軌道面内の位置及び速度誤差については、これらを合成して、

$$\delta s_t = \delta r_t + k_1 \delta v_t \quad (38)$$

を求め、平均推力の3値制御(±30%)に用いる。

第19図には上記の推力制御法の効果を示す。図中に記載の数値は最上位が推力誤差10%で10日前から次項の摂動誘導を行った場合、以下が推力誤差10%と-10%で無誘導の場合の軌道誤差であり、上段は位置(km)、下段は速度(m/s)の誤差である。これによれば、P遷移フェーズで推力制御を行えば、慣性飛行フェーズでの摂動誘導により宇宙機をQ点に正確に誘導することができる。また、P遷移フェーズの無推力飛行中に軌道修正を行えば、太陽圧等で蓄積される軌道誤差を1周期毎に低減できるため、Q点誘導の確実性が増す。

5.2 慣性飛行フェーズでの軌道制御

このフェーズの軌道修正は摂動誘導による。まず、

位置誤差と速度誤差のベクトル δr と δv を合成して、

$$\delta s = \delta r + k_2 \delta v \quad (39)$$

を求め、推力ベクトルを δs の方向に制御する。(39)式の半径方向の成分に対しては、(36)式により中心力場での運動の影響を補正する。以上の制御では、位置誤差は±200km、速度誤差は±2m/sに相当する不感帯を設けている。この点については議論を省略する。

第20図には、-10日の時点で位置及び速度の誤差が各軸とも0.5万km及び20m/sの場合の無誘導経路と誘導経路を3次元E-M座標系で示す。無誘導の場合、月進入予定日での位置誤差半径は約3.5万km、速度誤差半径は227m/sとなり、月に到達することはない。しかし、慣性飛行中に摂動誘導を行えば、位置誤差半径200km、速度誤差半径2m/s以下でQ点に到達する。このように、月捕捉軌道では慣性飛行フェーズでの軌道制御は不可欠であるから、P点・Q点間の飛行日数は10日以上であることが望ましい。付録CにはP点・Q点間の誤差伝達係数行列の一例を示した。

5.3 Q遷移フェーズでの軌道制御

第21図には、月の北極上空の3種類のQ点に対する12日までのQ遷移軌道を示す。Q点半径と離心率を調整すれば、3ケースともQ点到達の約3日前から減速制御が開始され、類似したQ遷移軌道を辿る。

第22図には、Q点通過4日前の軌道面内速度誤差±10m/secに対するQ遷移軌道を示す。遷移軌道は安定で、12日での離心率はすべて0.1以下となる。軌道面直角方向誤差は傾斜角誤差の主要な要因であるが、軌道の安定化に対する支障とはならない。

6. 結論

この資料では、0.02mG級の低推力推進により宇宙機を地球周回低軌道から月周回低軌道に投入できる飛行経路を生成し、月捕捉軌道を中心に軌道制御の基本的な問題について考察した。また、低推力推進の特徴を考慮して、全経路を3つの飛行フェーズに大きく分けた。そして、これに基づき第1表には極進入のノミナル飛行経路の各フェーズに対する軌道制御の問題、飛行日数及び推進消費量をまとめた。

しかし、パーキング軌道から月進入点への軌道変換条件を解析的に表現することは困難である。また、月は楕円運動をしているため、Q点から導かれる月捕捉軌道は月交差日によって変化するが、このフェーズでの直接的な誘導方式があるのかどうか明かになっていない。従って現状では、Q点から繰り返し軌道生成の

ための逆行積分を行い、タイミングの合ったパーキング軌道からのノミナル飛行経路とそのため軌道変換条件を試行錯誤的に見いださざるを得ない。

以上の課題が未解決であるものの、この資料では具体的な飛行経路を生成して、全般的な飛行計画とそれぞれのフェーズでの軌道制御の基本的な問題を考察した。特に、Q点の成立条件は軌道シミュレーションによってだけでなく、一部は解析的にも特定できた。また、P遷移及びQ遷移フェーズでの簡単な軌道制御、月捕捉軌道での軌道修正により、本資料の推力条件で月周回軌道に確実に投入できる見通しを得た。

最後に、イオンエンジンのような電気推進では極めて微弱の推力しか得られず、月への飛行日数も大変に長い。これは一般的に宇宙機の搭載機器設計、運用と追跡管制にとって好ましいことではない。また、重力捕捉の効果を入れても、螺旋軌道変換は必要速度増分の点でホーマン軌道変換よりも効率的とは言えない。上記の飛行日数を1~2カ月にまで減らし、かつ軌道変換上の欠点を補って、さらに効率的な宇宙機の設計が可能となるには、比推力は少なくとも1000秒以上で、1~2N程度の推力が必要となる。従って、将来の地球・月間の物資の経済的な輸送システムを構築する必要があり、このために地球周回軌道と月周回軌道の間を往還する宇宙機が必要となるならば、上述のごとき高比推力推進系の開発と、得られる推力の大きさに対応した軌道変換や誘導制御の研究が活発に行われる必要がある。

参考文献

- 1) Belbruno, E. A., Lunar Capture Orbits, A Method of Constructing Earth-Moon Trajectories and the Lunar Gas Mission, AIAA-87-1054, Colorado, Springs, Colorado, 1987.
- 2) Korsmeyer, D. J., A Cislunar Guidance Methodology and Model for Low Thrust Trajectory Generation, AAS 91-433, Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Durango, Colorado, Aug., 1991.
- 3) H. Yamakawa, J. Kawaguchi, et al., "On Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture", AAS-93-633 AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Victoria, Canada, Aug., 1993.
- 4) Roy, A. E., The Foundations of Astrodynamics, The Macmillan Company, London, 1965.
- 5) 荒木俊馬, 天体力学, 恒星社, 1980.

《付録A：低推力推進螺旋軌道での離心率の性質》

軌道半径と離心率の近似的な関係は、ペリジ/アポジでの半周期毎のインパルス状の微小速度増分によって生成される準螺旋軌道から容易に求められる。

まず、初期軌道が半径 a の円軌道である場合は、最初の速度増分 δV により近似的に

$$e = 2\delta V \times (a/\mu)^{1/2} \quad (A-1)$$

なる離心率が生じ、次のアポジ推進で円軌道に戻される。また、周期 $T (=2\pi(a^3/\mu)^{1/2})$ と推進加速度 F/m を用いて、半円弧での速度増分よりペリジ/アポジでの接線方向のインパルス速度増分 δV を求めれば、

$$\begin{aligned} \delta V &= (F/m) \times T \times (1/2) \times (2/\pi) \\ &= 2(F/m) \times (a^3/\mu)^{1/2} \end{aligned} \quad (A-2)$$

となる。従って、(A-2)式を(A-1)式に代入し、ペリジ/アポジでの離心率を平均すれば、次式が得られる。

$$e = 2(F/m)/(\mu/a^2) \quad (A-3)$$

上記関係式の検証のため、 $F/m = 2.3 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ 、 $a = 11.5 \text{ km}$ として、(A-3)式より離心率を求めると、 $e = 0.015$ となる。数値計算では離心率は0~0.025で変動し、その時間平均は解析解と良く一致する。

$2.3 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$ 程度の推力加速度では離心率の増加が少ない例として、(A-3)式を用いて、半径15万kmのパーキング軌道での離心率を求めると $e = 0.026$ 、ラグランジュ点に達する時点でも $e = 0.10$ である。これは数値計算結果とも良く一致している。

離心率を増大させる効果的な方法はペリジ側での半周期推進である。まず(A-3)式より、半径 r_0 の円軌道から出発して1回目の半周期推進後の離心率 e_0 は

$$e_0(1 - e_0)^2 = 4(F/m)/(\mu/r_0^2) \quad (A-4)$$

となり、その後のN回の半周期推進で離心率 e_N は近似的に次式で表される。

$$e_N = \sum_{i=0}^N e_i, \quad e_i = e_0(1 + \sum_{j=0}^{i-1} e_j)^2 \quad (A-5)$$

参考に、半径15万kmの円軌道から概ね半周期推進の螺旋軌道を数値計算で求めれば、約4周でペリジ半径約18万km、アポジ半径約34万km、離心率約0.3の楕円軌道が得られる。一方、(A-4)式では、 $e_0 = 0.059$ となる。従って、(A-5)式より、その後の3回の半周期推進で離心率は0.285となり、数値解とほぼ一致する。

《付録B：低推力連続軌道変換とホーマン軌道変換》

低推力連続推進の軌道変換では、速度増分の積算値は軌道半径の初期と終端の値から求められる。従って、この間をどのように分割しようと速度増分の積算値は不変であるから、 $r_0 = r_0$ 、 $r_1 = r_0$ とすれば、

$$V_T = \sum_{i=1}^n \delta V_i \quad (B-1)$$

$$\delta V_i = (\mu/r_{i-1})^{1/2} - (\mu/r_i) \quad (B-2)$$

なる関係が得られる。

一方、複数段のホーマン軌道変換では、軌道半径が単純に増加する場合のみを考慮するならば、いったん中間の円軌道に入って次の楕円軌道に移行する場合も、遷移の楕円軌道から直接に次の楕円軌道に移行する場合も、必要な速度増分積算値は同じである。従って、各段を円軌道間の単段ホーマン軌道変換に分割し、この変換の速度増分 $\delta V_i'$ と、(B-2)式で導入した軌道半径 r_{i-1} から r_i への軌道変換での速度増分 δV_i に、

$$\delta V_i > \delta V_i' \quad (B-3)$$

なる関係が常に成立すれば、無限小連続推力による軌道変換の必要速度増分の積算値 V_T が最大であることが証明されたことになる。そこで、まず半径 r_{i-1} の円軌道から半径 r_i の円軌道への単段のホーマン軌道変換に必要な速度増分 $\delta V_i'$ を求めると、

$$\delta V_i' = \left\{ (\mu r_i / a r_{i-1})^{1/2} - (\mu / r_{i-1})^{1/2} \right\} + \left\{ (\mu / r_i)^{1/2} - (\mu r_{i-1} / a r_i)^{1/2} \right\} \quad (B-4)$$

となる。ただし、 a は中間軌道の長半径である。従って、離心率を e 、 $p = h^2/\mu = a(1-e^2)$ とおけば、

$$\delta V_i = (h/p) \{ (1+e)^{1/2} - (1-e)^{1/2} \} \quad (B-5)$$

$$\delta V_i' = (h/p) \{ (2e + (1-e)^{1/2} - (1+e)^{1/2}) \} \quad (B-6)$$

となるから、

$$\delta V_i - \delta V_i' = 2(h/p) \{ (1+e)^{1/2} - e - (1-e)^{1/2} \} \quad (B-7)$$

が得られる。従って、(B-7)式の{ }内に注目すると、

$$\{ (1+e)^{1/2} - e \}^2 - (1-e) = e \{ (1+e)^{1/2} - 1 \}^2 \quad (B-8)$$

であるから、 $e > 0$ に対して(B-7)式は常に正となり、(B-3)式が各段に対して成立することが証明された。

以上により、ホーマン軌道変換の段数が増加するに従い、必要速度増分の積算値は増大し、無限小連続推力軌道変換の速度増分 V_T に漸近することがわかる。

また、 $\delta V_i'$ の δV_i に対する比率を γ とおけば、(B-5)式及び(B-6)式より次式が得られる。

$$\gamma = (1+e)^{1/2} + (1-e)^{1/2} - 1 \quad (B-9)$$

従って、ホーマン軌道変換と無限小連続推進軌道変換との必要速度増分 V' と V_T の比が定まる。

参考に、 $r_a = 7378\text{km}$ 、 $r_p = 150000\text{km}$ とすれば、 $e = 0.906$ より、 $\gamma = 0.687$ である。従って、ホーマン軌道変換に必要な速度増分は無限小連続推進軌道変換の場合の69%となる。

《付録C：P点・Q点間の誤差伝搬係数行列》

E-M座標系でのP点及びQ点の位置誤差ベクトルを δr_p 及び δr_q 、速度誤差ベクトルを δv_p 及び δv_q とし、速度誤差を軌道角速度 w で割ったベクトル

$$\delta z_p = \delta v_p / w \quad (C-1)$$

$$\delta z_q = \delta v_q / w \quad (C-2)$$

を導入する。そして、6次元ベクトル

$$\delta x_p = [\delta r_p^T \ \delta z_p^T]^T \quad (C-3)$$

$$\delta x_q = [\delta r_q^T \ \delta z_q^T]^T \quad (C-4)$$

を作成し、誤差伝搬係数行列 K を

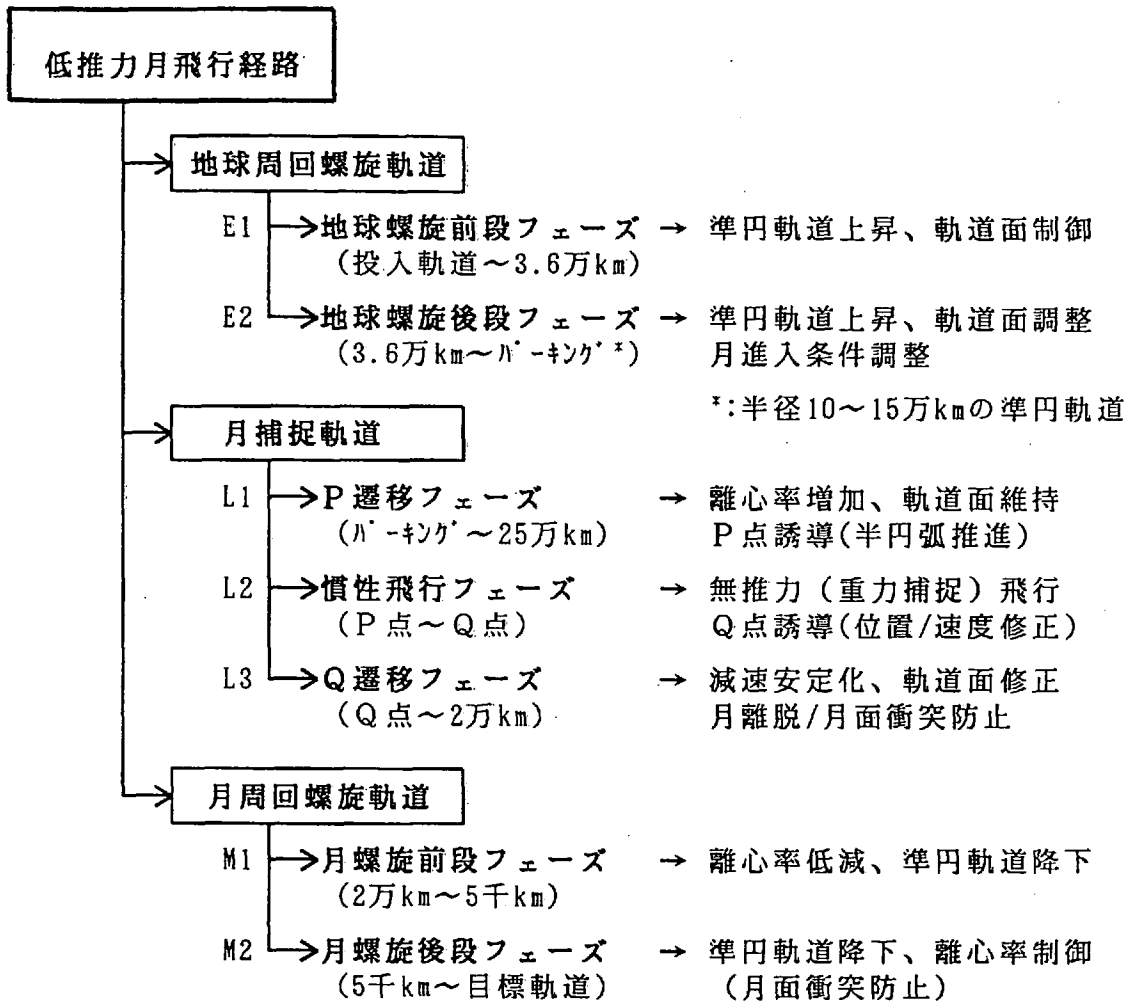
$$\delta x_q = K \delta x_p \quad (C-5)$$

と定義すれば、 K の各要素は δx_p の各要素に起因する δx_q の数値計算によって求められる。

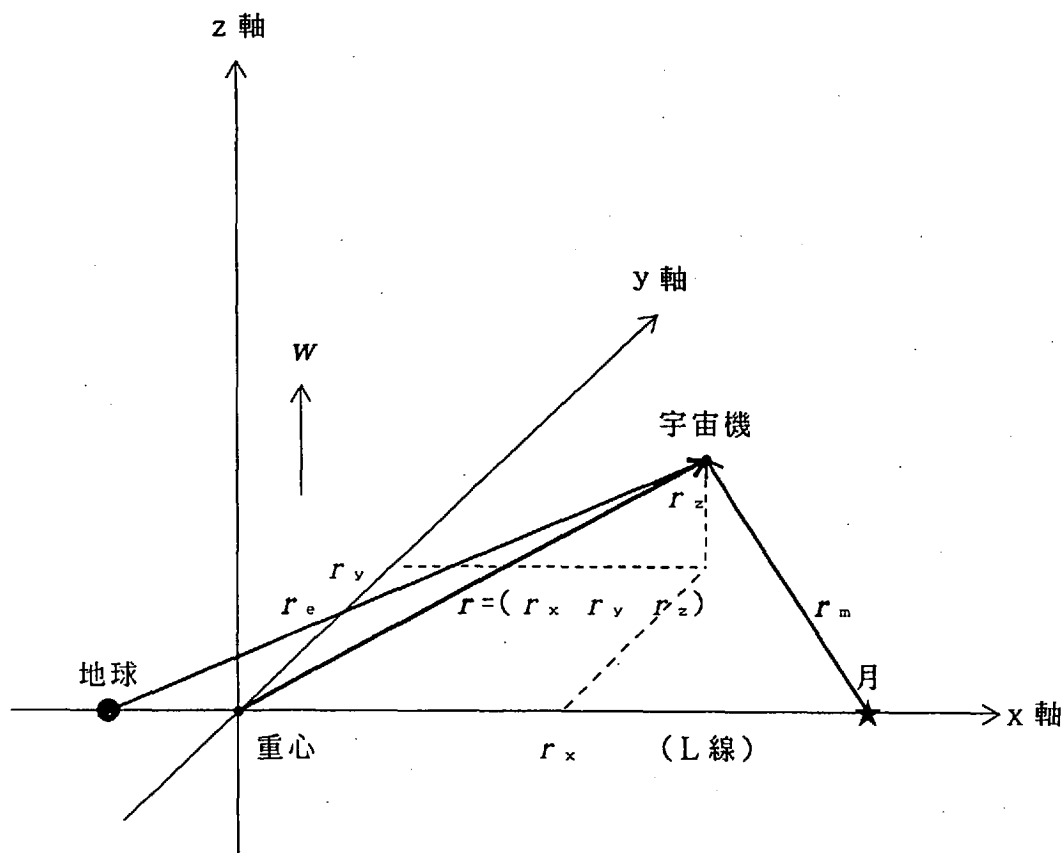
参考に、本文記載の極進入軌道(Q点半径4.5万km、Q角0度、Q点速度350m/s)に対するP点(i0日前)・Q点間の誤差伝搬係数行列を示す。

$$K = \begin{pmatrix} 2.23 & -2.71 & 0.82 & -1.43 & 5.94 & 1.18 \\ -1.82 & 0.71 & 0.20 & 1.02 & -1.59 & -0.02 \\ -1.66 & 1.13 & -0.77 & -0.93 & -2.13 & -0.59 \\ 10.0 & -5.26 & 1.50 & -5.33 & 10.0 & 1.00 \\ 16.7 & -2.63 & -3.38 & 9.33 & 5.00 & -1.70 \\ -2.07 & 5.64 & -3.01 & -2.00 & -12.8 & -4.70 \end{pmatrix} \quad (C-6)$$

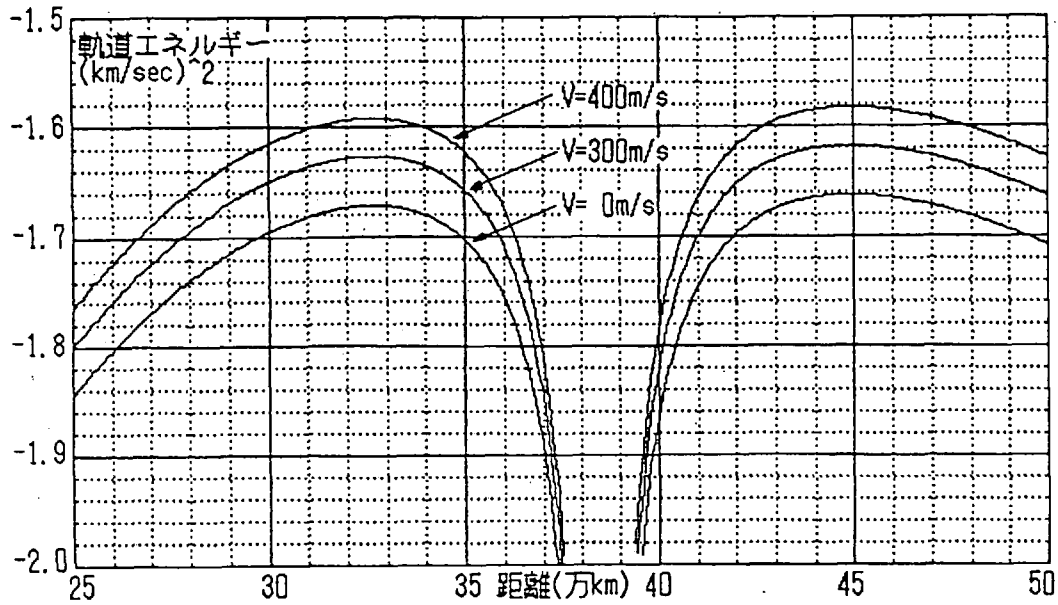
ただし、 $w = 2.66 \times 10^{-6} \text{rad/s}$ である。ここで、線形性が概ね成立するのは、 δr_p については $\pm 1000\text{km}$ 、 δv_p については $\pm 3\text{m/s}$ の範囲であり、上記行列には両極性の誤差係数の平均値を記載した。特に、半径方向誤差には非線形な性質が強く、片寄りが生じるが、その誤差の幅には概ね線形的性質がある。



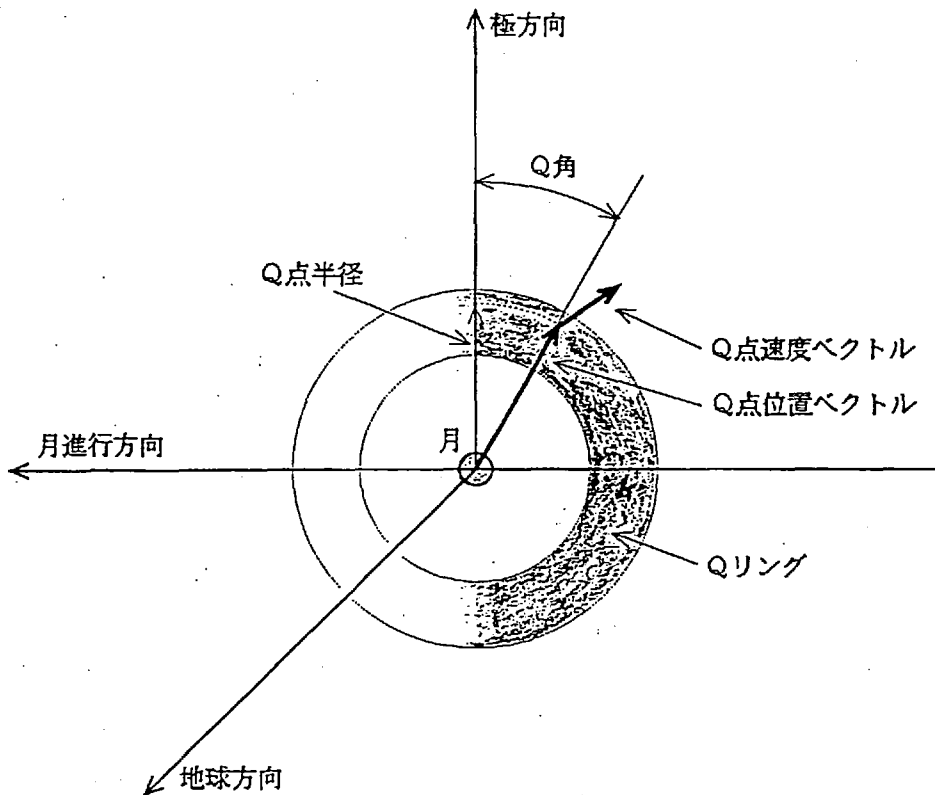
第1図 低推力月飛行経路の構成と軌道制御



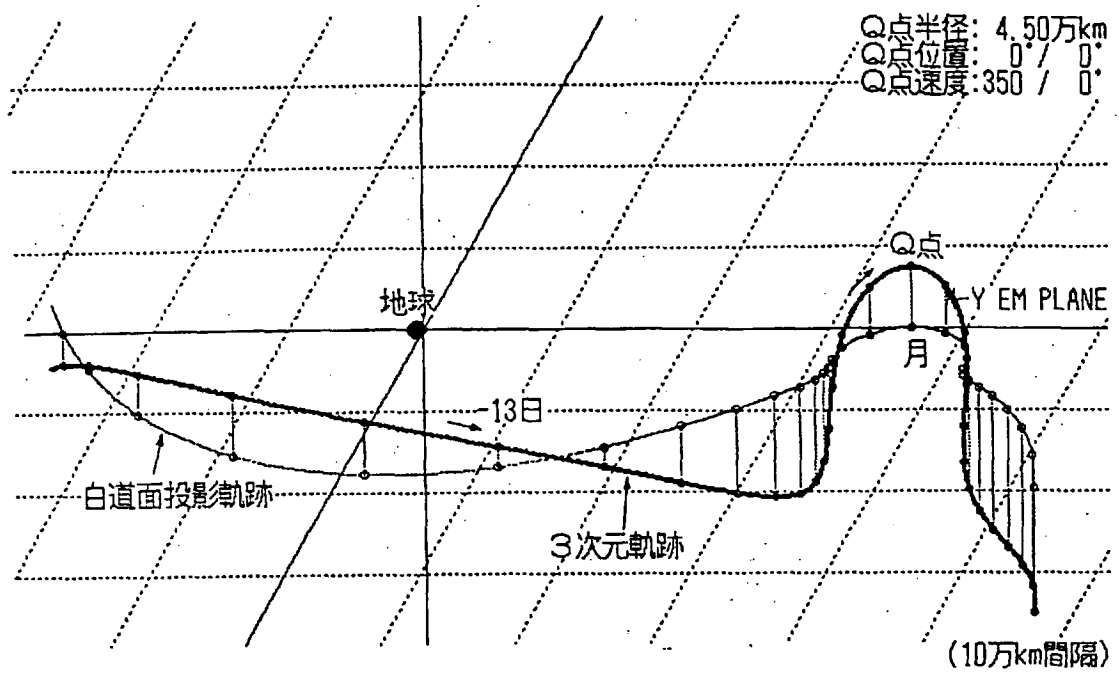
第2図 地球・月固定座標系 (E-M座標系)



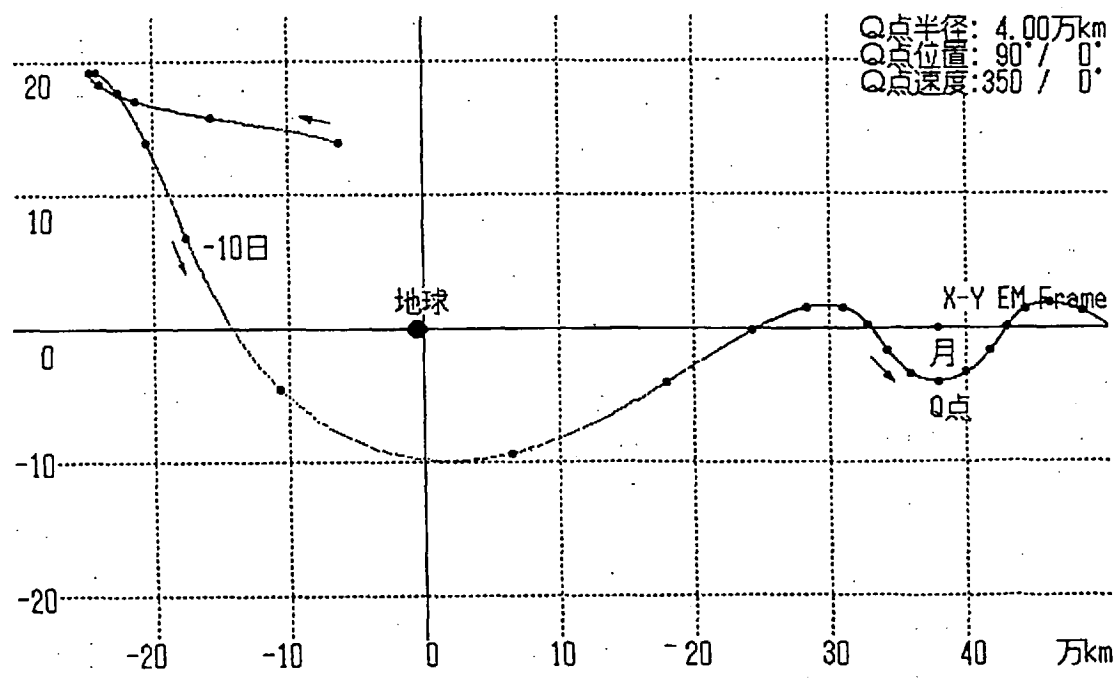
第3図 地球と月を結ぶL線上の擬似軌道エネルギー



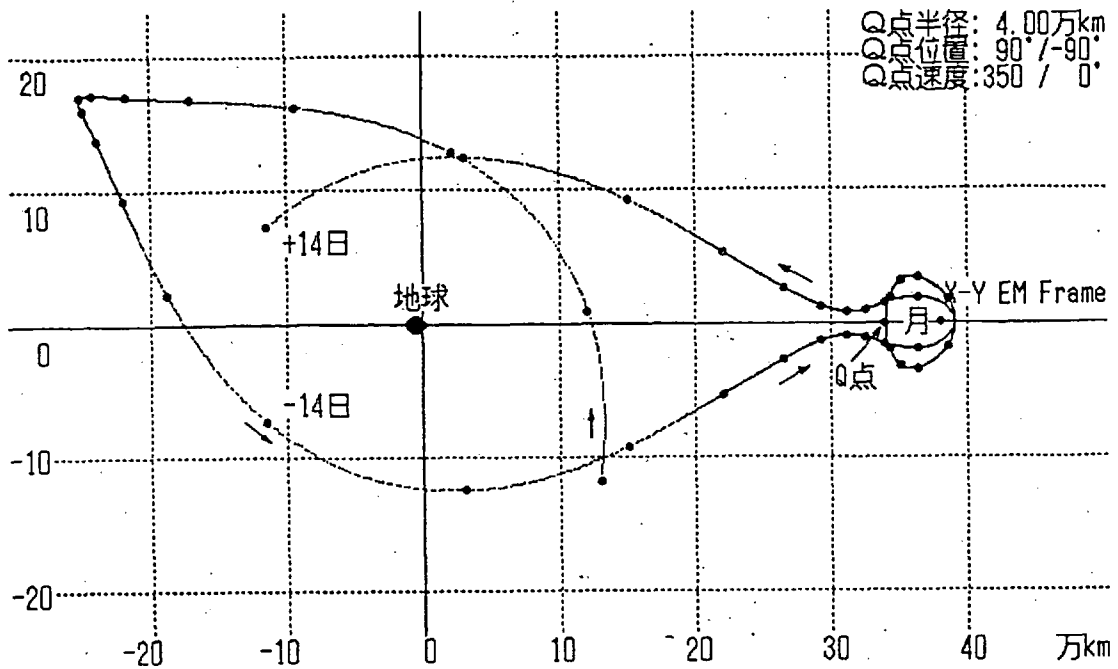
第4図 Q点存在域の概念図



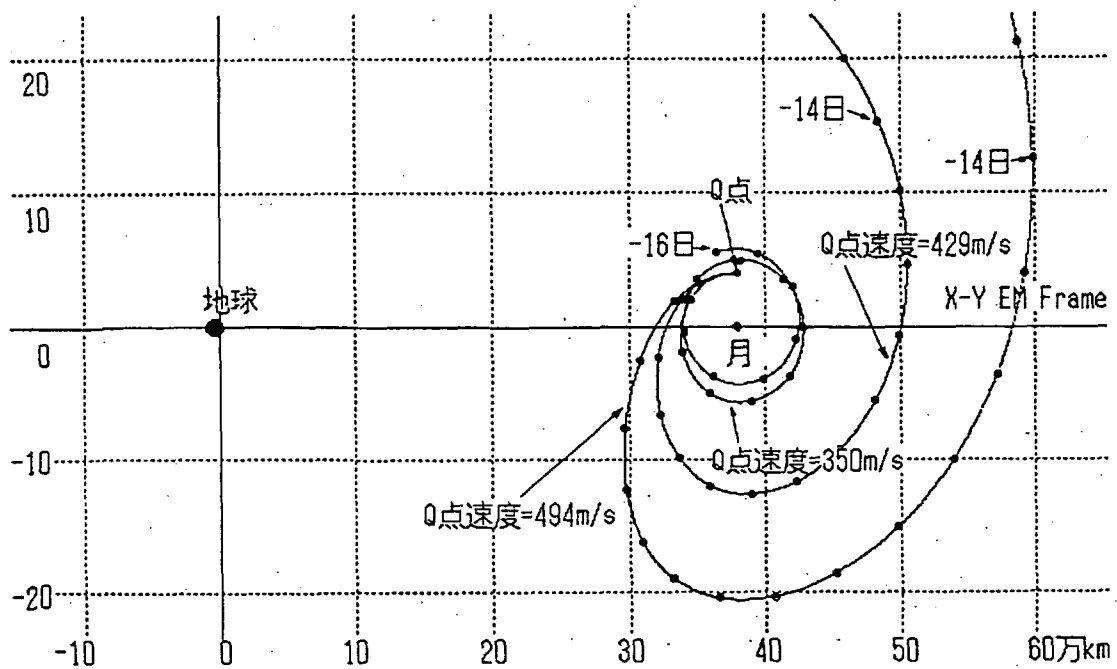
第5図 極進入の飛行経路例 (E-M座標系、Q角:0度)



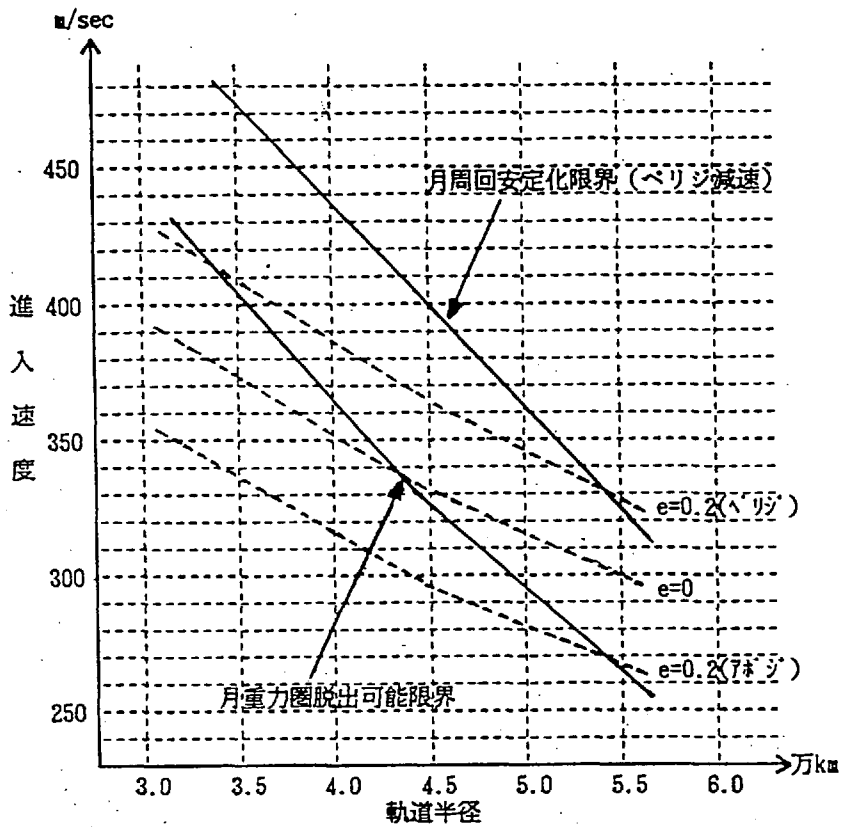
第6図 赤道進入の飛行経路例1 (E-M座標系、Q角:90度)



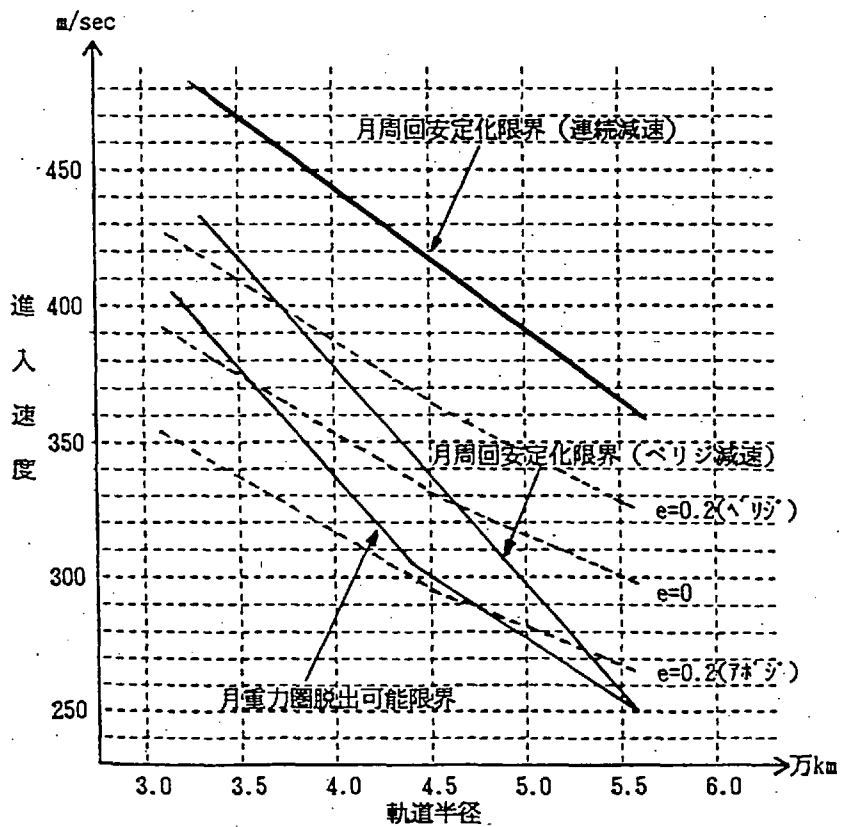
第7図 赤道進入の飛行経路例2 (E-M座標系、L線上Q点)



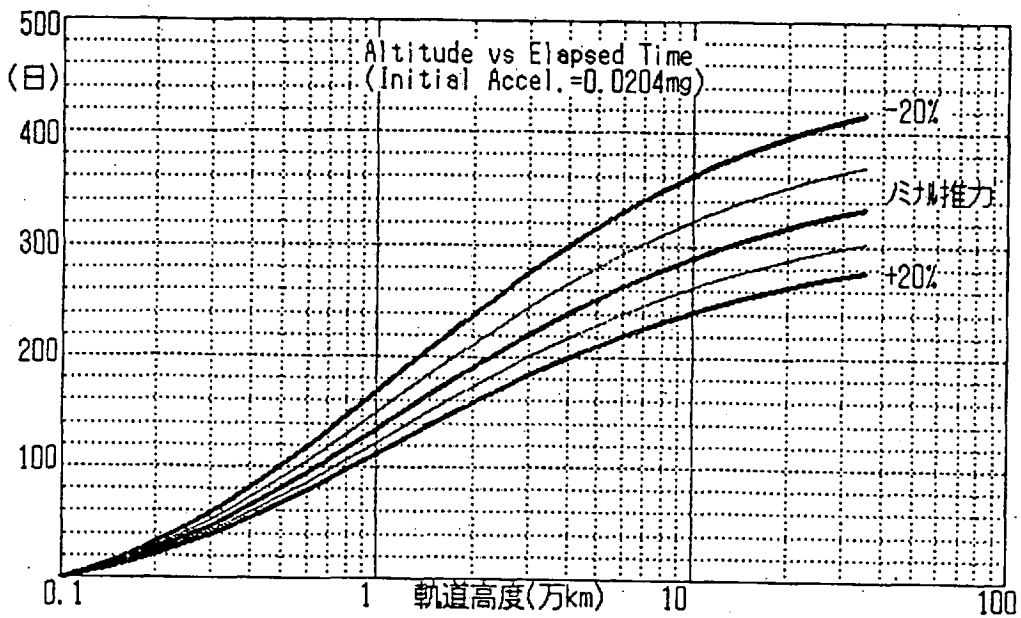
第8図 赤道進入の飛行経路例3 (E-M座標系、Q角:-90度)



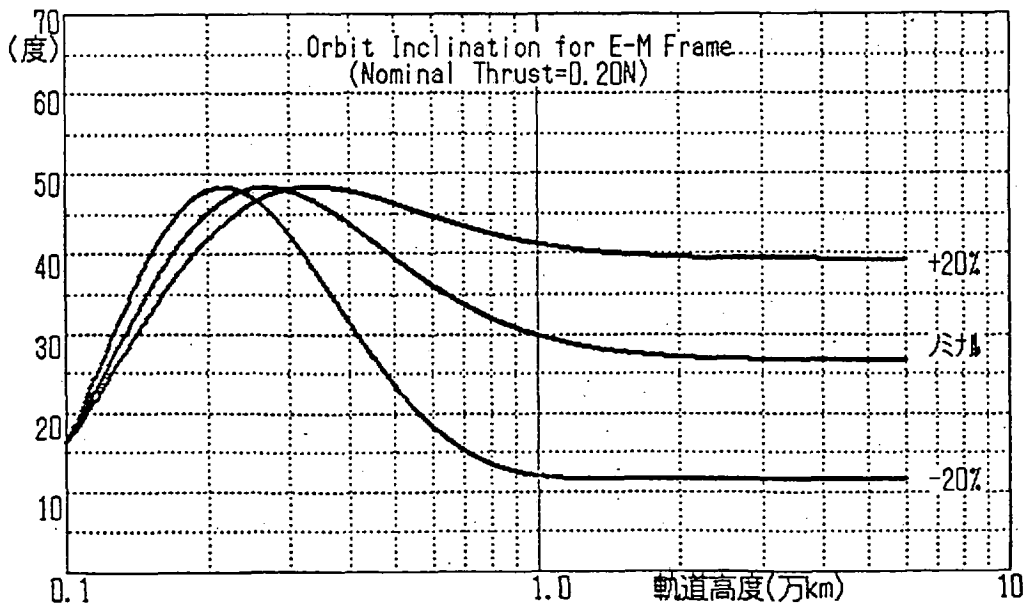
第9図 極進入経路のQ点成立条件 (点線は離心率一定曲線)



第10図 赤道進入経路のQ点成立条件 (点線は離心率一定曲線)

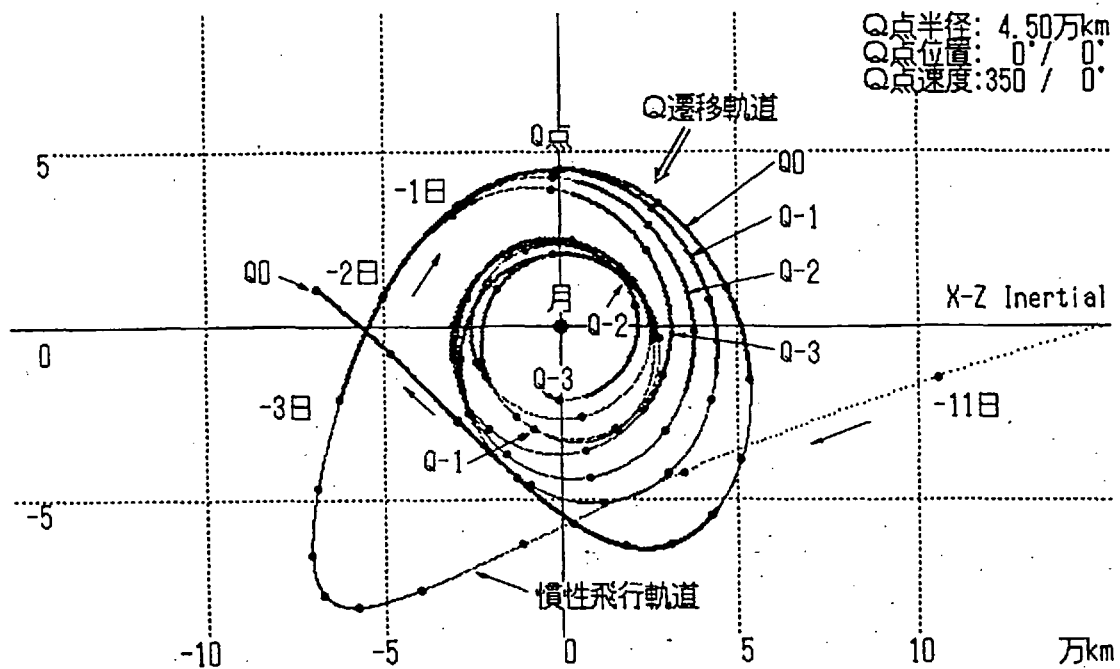


第11図 軌道高度と飛行日数の関係 (比推力3500秒、初期加速度0.02mg)

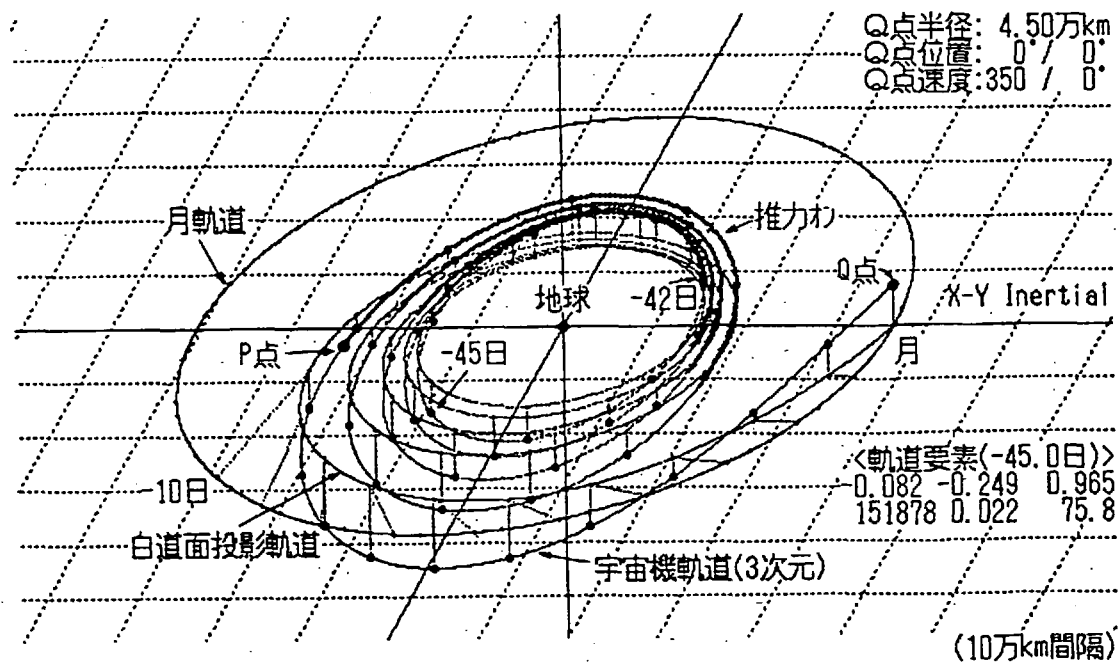


第12図 軌道高度と軌道面傾斜角の関係 ($\Omega_0 = 240$ 度)

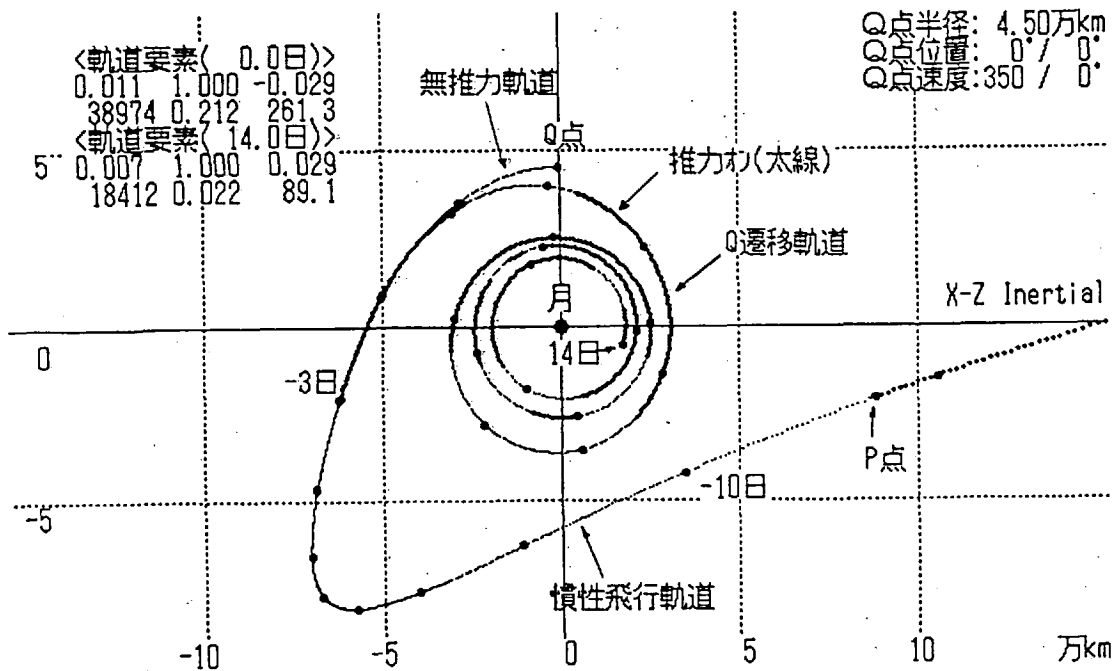
330



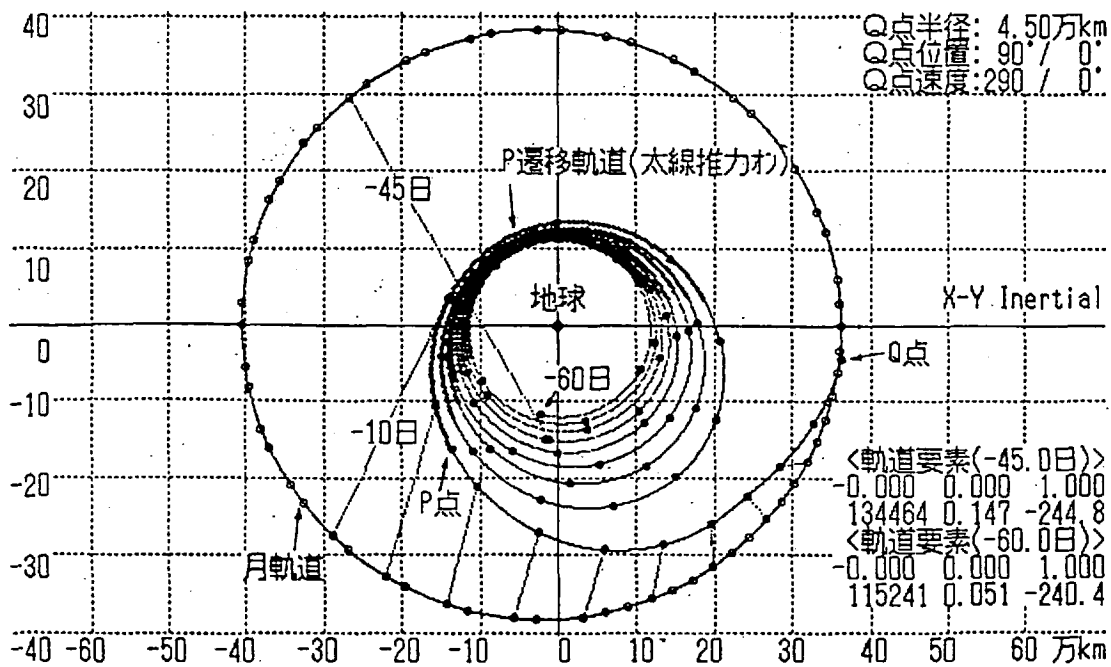
第13図 減速開始日とQ遷移軌道の関係 (Q点通過の3日前~通過日)



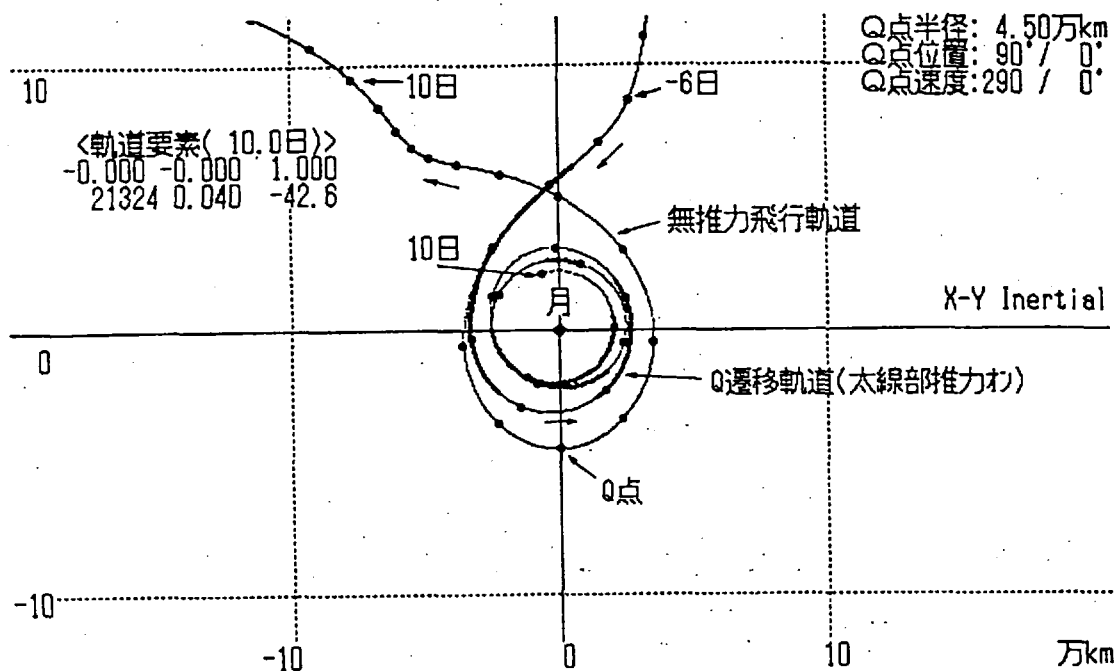
第14図 極進入のP遷移及び慣性飛行軌道 (3次元、-45日~Q点)



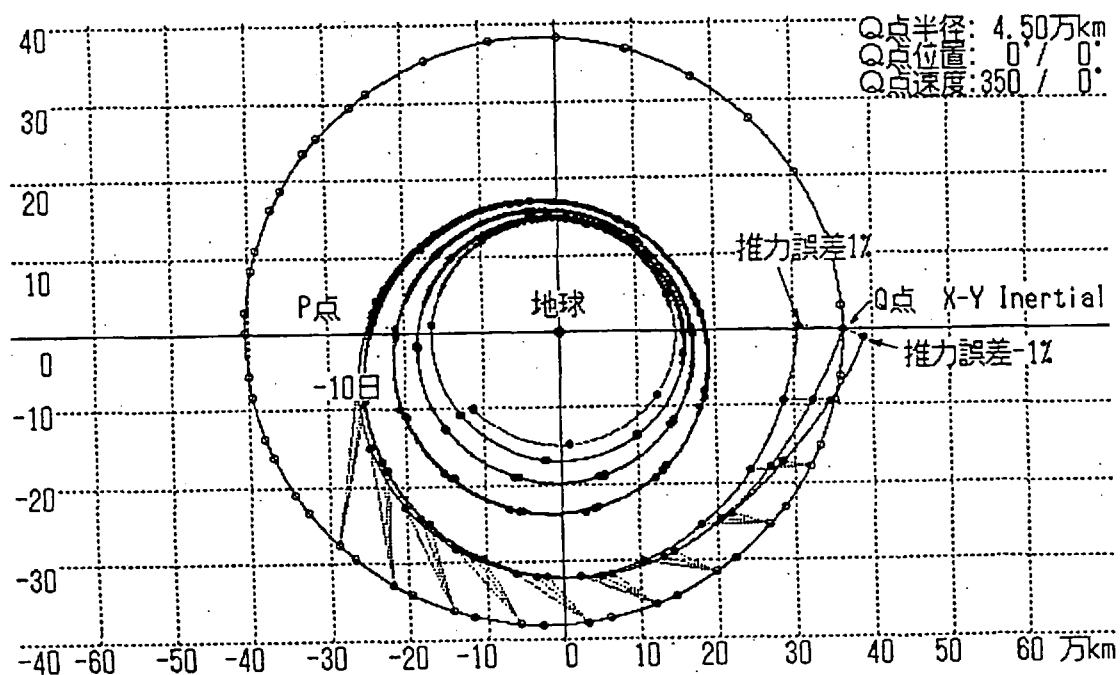
第15図 極進入のQ遷移軌道の安定化(減速開始:-3日)



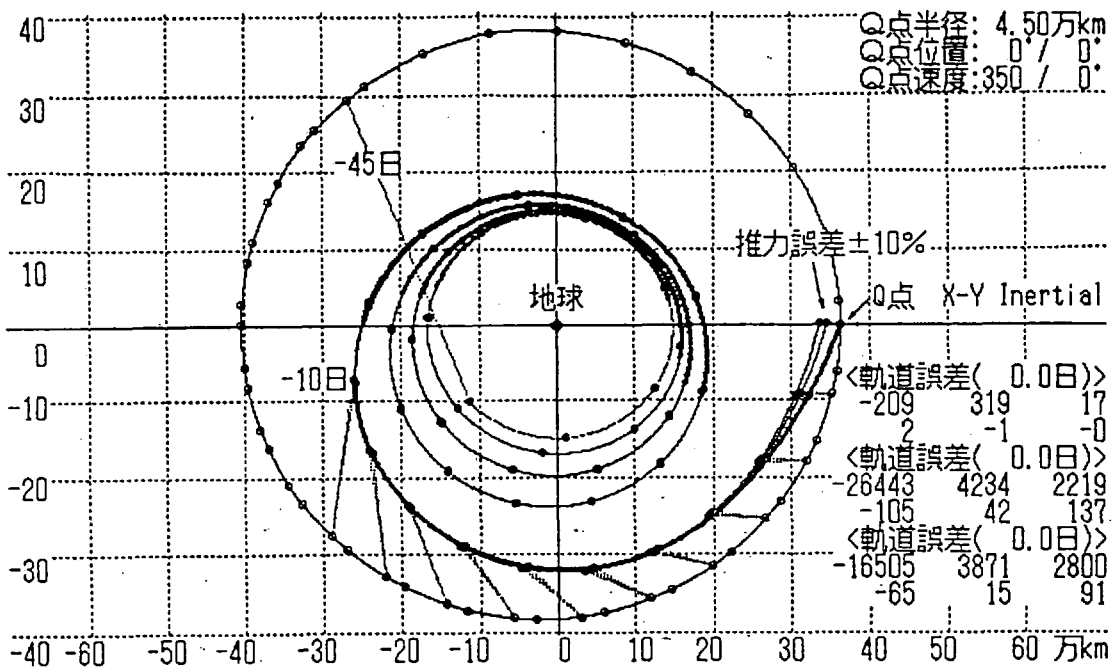
第16図 赤道進入のP遷移及び慣性飛行軌道(-60日~Q点、Q角:90度)



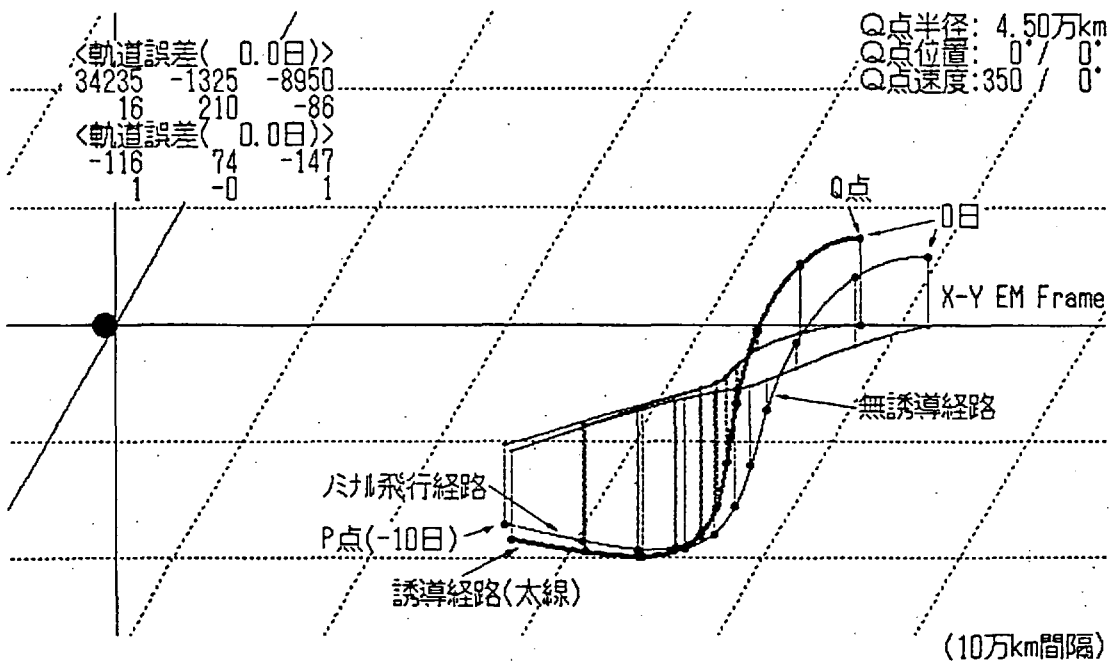
第17図 赤道進入のQ遷移軌道の安定化(減速開始:-4日)



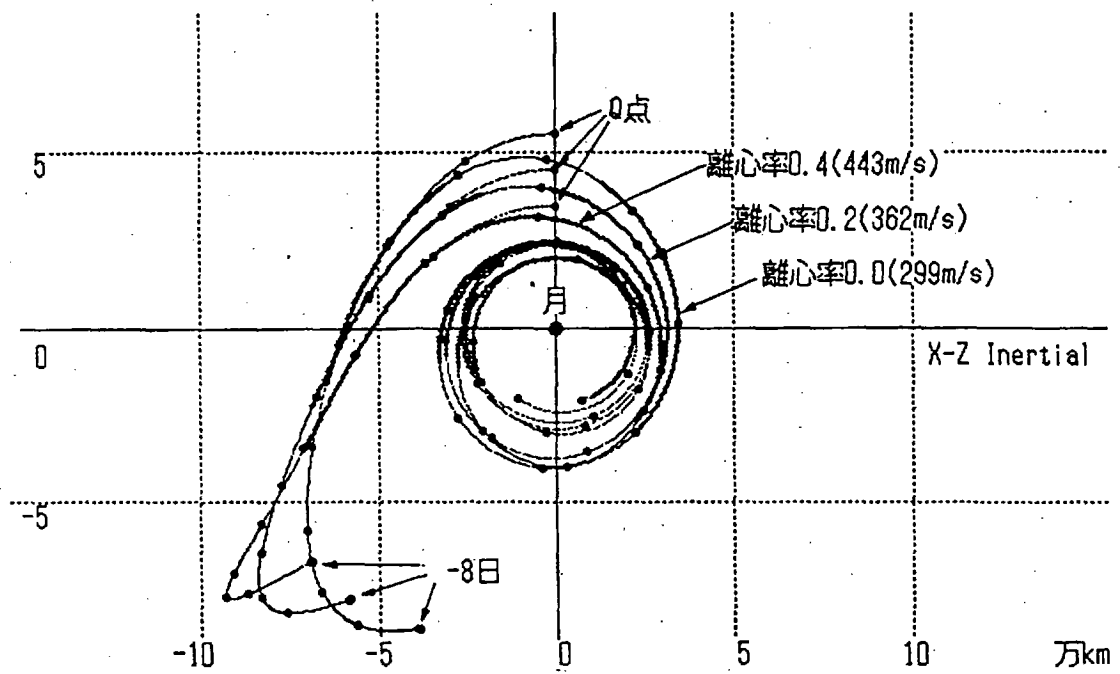
第18図 推力誤差(±1%)による慣性飛行軌道誤差



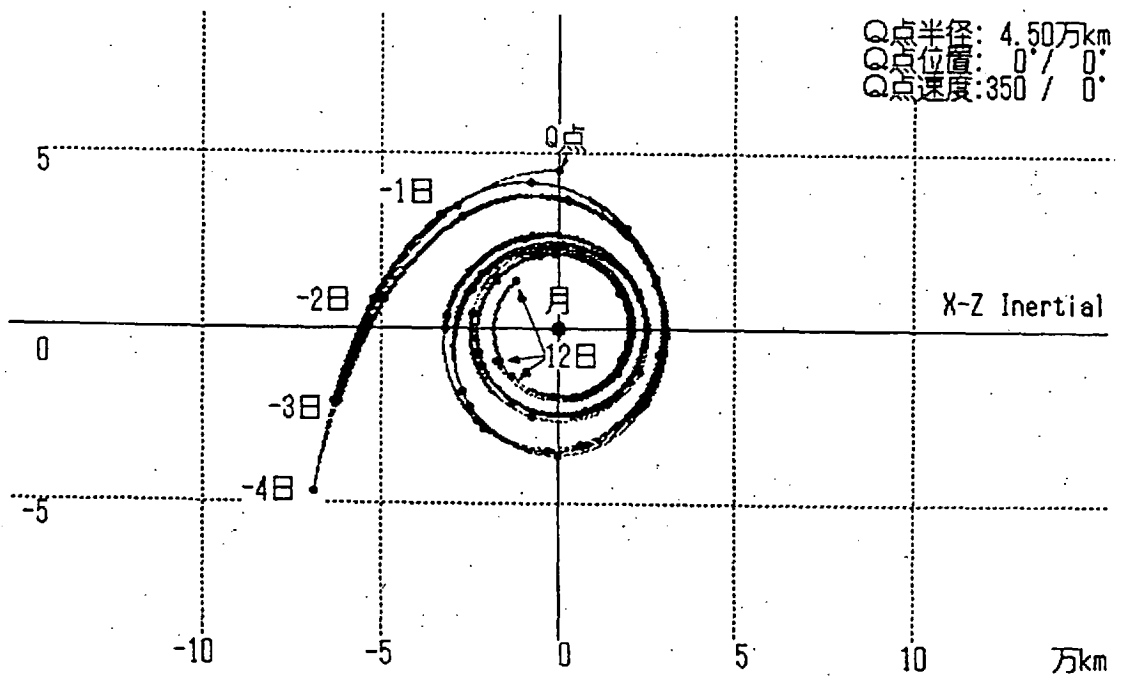
第19図 推力誤差 (±10%) に対する推力制御法の効果



第20図 P点誤差のQ点への影響と摂動誘導の効果



第21図 Q点半径 / Q点速度とQ遷移軌道の関係



第22図 Q点進入速度誤差 (±10m/s) とQ遷移軌道の関係

第1表 各飛行フェーズの軌道制御、所要日数及び推薬消費量

各飛行フェーズの軌道制御	所要日数(日)	推薬消費率(%)
<p>④地球周回螺旋軌道(約10カ月)</p> <ul style="list-style-type: none"> 地球螺旋前段フェーズ …(E1) 準円軌道上昇(初期高度1000km) 軌道面傾斜角調整(軌道半径増加率制御) 地球螺旋後段フェーズ …(E2) 離心率/軌道面維持(0.05、0.3deg以下) Q点交差時間調整(パーキング) 	<p>220.6</p> <p>84.3 (パーキング軌道フェーズ含めず)</p>	<p>11.1</p> <p>4.2</p>
<p>⑤月捕捉軌道(約2カ月)</p> <ul style="list-style-type: none"> P遷移フェーズ …(L1) 離心率増加(0.3~0.4) P点誘導(推力方向制御) 平均推力調整 慣性飛行フェーズ …(L2) 軌道修正(摂動誘導) Q遷移フェーズ …(L3) 減速制御 離心率低減(0.2程度) 	<p>31.7</p> <p>10.6</p> <p>15.7</p>	<p>0.8</p> <p>1.3</p> <p>0.4</p>
<p>⑥月周回螺旋軌道(約2カ月)</p> <ul style="list-style-type: none"> 月螺旋前段フェーズ …(M1) 離心率低減(0.05以下) 準円軌道降下 月螺旋後段フェーズ …(M2) 離心率維持(0.02以下) 準円軌道降下 	<p>23.4</p> <p>29.9</p>	<p>1.2</p> <p>1.5</p>
(計)	416.2	20.5

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-950006

発行日 1995年3月31日

編集・発行 宇宙開発事業団

〒105-60

東京都港区浜松町2丁目4番1号

世界貿易センタービル22階

TEL 03-5470-4111 (代表)

©1995 NASDA

無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>

宇宙開発事業団調査国際部技術情報課

TEL 03-5470-4276 ~ 4279

