室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

木星第2衛星エウロパ探査のための惑星間航行経路とエアロブレークの成立性解析

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-06-06 キーワード (Ja): キーワード (En): planetary exploration, Europa, jovian atmosphere, aerobreaking, ablation 作成者: 中谷, 淳, 溝端, 一秀, 杉山, 弘, 中野, 良子 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/119

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

木星第2衛星エウロパ探査のための惑星間航行経路とエアロブレークの成立性解析

その他（別言語等）のタイトル	An Analysis of Interplanetary Flight Trajectories and Feasibility of Aerobreaking in Jovian Atmosphere for Exploration of Europa, the Second Satellite of Jupiter
著者	中谷　淳，溝端　一秀，杉山　弘，中野　良子
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	51
ページ	99-104
発行年	2001-11-30
URL	http://hdl.handle.net/10258/119

室工大紀要第51号(2001)99～104

木星第2衛星エウロパ探査のための惑星間航行経路とエアロブレークの成立性解析

中谷　淳*1，溝端　一秀*2，杉山　弘*2，中野　良子*3

An Analysis of Interplanetary Flight Trajectories and Feasibility of Aerobraking in Jovian Atmosphere for Exploration of Europa, the Second Satellite of Jupiter

Jun NAKAYA., Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA and Ryouko NAKANO

（原稿受付日　平成13年5月7日　　論文受理日　平成13年8月31日）

Abstract

It has been recently found that Europa, the second satellite of Jupiter, has warm water under its icy surface. Biological explorations are needed so as to investigate the existence of life on Europa and to clarify the origin of life on the Earth. A preliminary analysis is carried out on flight trajectories from the Earth to Jupiter and on the feasibility of aerobraking in Jovian atmosphere for deploying a spacecraft around Europa. Several interplanetary orbits from the Earth to Jupiter are calculated and that having the smallest Jovian insertion energy is selected. It is clearly shown that aerobraking is by far more advantageous for reduction of spacecraft weight than retrofiring of rocket motors.

Keywords: Planetary exploration, Europa, Jovian atmosphere, Aerobraking, Ablation

1. 諸言

1.1 太陽系探査

太陽系に関する探究は，古代ギリシャの時代から，人類の営みに影響を及ぼす“天空の時計”の仕組みを解明する為に地球からの観測という形で行われて来た．中世になると，ニュートン，ケプラー，コペルニクス，ガリレオといった偉大な天文学者達の研究により，その仕組みが徐々に明らかになった．現在では，科学技術の恩恵により，探査を要する太陽系天体に向けて探査機を送る事が可能となり，何世紀にも渡る地上観測で得られたよりもさらに多くの事を学び取ることが出来るようになった．それゆえ，太陽系探査は，天文学に留まらず，地球・宇宙物理学，地球・宇宙科学，地質学，岩石学，鉱物学と幅広い分野の研究を行う上で非常に重要な物となっている．

このように太陽系が探究されて来た事を通して，物理学や化学法則については宇宙全体で成立する普遍的な物として確認されて来たが，生物学に関しては現段階では地球という限定された環境においてのみ認められているに過ぎない．ゆえに，太陽系の生命を探査する事は，生命・生物という概念が太陽系全体で成立し得る物なのか否かを明らかにする為に必須である．

近年，他天体から試料を採取し，それを地球に持ち帰るような“帰還型惑星探査”の必要性が唱えられている．このような探査により，太陽系内他天体について詳細な情報を得るだけでなく，地球自身のより詳細な姿を明らかにする事が可能になるものと

*1　大学院博士後期課程　生産情報システム工学専攻
*2　機械システム工学科
*3　大学院博士前期課程　機械システム工学専攻

期待される．

1.2　木星第２衛星エウロパ

イタリアの天文・物理学者であったガリレオ・ガリレイによって1610年に発見された木星の第2衛星エウロパが氷で覆われた衛星である事は，地球からの観測により嘗てから予測されていた．4 つの巨大惑星を探査した探査機ボイジャー2 号によって，木星とその衛星イオ，エウロパの観測が行われ，イオにおける火山活動の発見と供に，エウロパの表面には無数のひび割れ状のものが存在するという事が明らかとなった．しかし，その生成過程については，当時の科学者達にとっては説明のつかない謎めいた代物であった．ここに，1 つの仮説が立てられた．それは，エウロパ表面の氷の下には“海”が存在するのではないか，と言う事である．この仮説では，表層を覆っている氷がプレートテクトニクス的な働きにより割れ，そこから水が噴き出した後に凍った，とされる．

ボイジャーの探査から 20 年後，この謎めいたひび割れ状の表面を詳しく調査し，エウロパの氷の下に存在するものを明らかにする事を 1 つの目的とした，木星探査機ガリレオが打ち上げられた．ガリレオによる現在までの探査によって，エウロパ表面の氷の下には“海”が存在するであろう事はほぼ確実視されている．Fig. 1 は「ガリレオ」によって撮影された画像であり，エウロパ表面の氷とそのひび割れをとらえたものである[7]．

Fig. 1　Europa ice Rafts[7].

近年になって，エウロパには何らかの生命がいるのではないか，といった仮説が唱えられるようになった．これは科学者のみならず多くの人々にとって非常に興味深く魅惑的な仮説である．しかし，木星は太陽から遠く離れている為，太陽からのエネルギー供給が十分ではなく，生命を誕生させるには無理がある，と言った否定的な見解もある．ところが，近年地球の深海底の熱水噴出口付近に生態系が発見され，太陽光に依存せずに地熱エネルギーによって生態系が成立し得ることが判って来た[1]．エウロパが木星の周りを公転する際，木星からの距離が若干変化する事によって潮汐力が生じ，エウロパの海底にも火山活動が生じていると推察される．実際，イオでは火山活動が確認されている．従って，地熱に依存する生物の存在可能性が現実味を帯びてきた．

このような事を背景として，地球外生命の発見のねらいをエウロパに定め，探査ミッションを起こそうという気運が高まっている．

そこで本研究では，エウロパに生物探査機を送り，そこでサンプルを採取した後に再び地球まで戻って来る，といった「エウロパサンプルリターン」を想定して，ミッション計画の為の幾つかの概念検討を行う．

このようなミッションが成立した場合，エウロパで採取したサンプルに生命が存在するか否かの詳細な調査を地球上で行う事が可能となる．また，地球における生命誕生メカニズムの手掛りを得ることも期待される．

1.3　研究の目的

木星は太陽系の惑星の中で最も引力が強い為，探査機がエウロパ付近に達した時には木星に対する相対速度は非常に大きくなる．探査機を一旦木星ないしはエウロパまわりの周回軌道に乗せる為には大幅な減速が必要となる．この目的には，ロケット噴射かあるいは大気抵抗力の利用(aerobraking)を必要とし，その為の莫大な燃料ないしは空力加熱防御システムを搭載しなければならない事が，本ミッションの最も困難な点である．

そこで，本ミッションを計画するに当たり，その各飛行フェーズにおいて事前に詳細なシミュレーションを行い，探査機を木星まで送り込む為の軌道を幾つか計算し，さらには実ミッションを踏まえてその軌道を満足するような打ち上げロケットを選定する．

Ⅰ　地球から木星への惑星間飛行フェーズの検討

木星到達時の木星に対する相対速度を可能な限り小さくし，探査機を木星周回軌道に投入する為に必要となるインパルス ΔV を最小限に押さえる為の軌道を設計する．

Ⅱ　木星エアロブレークフェーズの検討

木星周回軌道に投入する為の軌道制御として，通常のロケット噴射ではなく，探査機を一旦木星大気

に突入させ，その大気抵抗によって減速させる方法（aerobraking）を用いる事を想定して，飛行軌道計算を行う．エアロブレークの際には，空力加熱や空力荷重が探査機に及ぼされる為，これらが過大にならないような軌道を計算する必要がある．

さらには，探査機を空力加熱から守る為の熱防御系に関しても検討する．

Ⅲ　エウロパサンプル採取フェーズの検討

エウロパのサンプルとして，何を，いかなる方法を用いて採取するか，検討する．

Ⅳ　エウロパから地球への帰還飛行フェーズの検討

エウロパで採取したサンプルを地球まで持ち帰ることを想定して，エウロパから地球に帰還する為の飛行軌道を計画する．ここでは，木星近傍から最短の期間で地球近傍に到着する事が出来る軌道を選ぶことが望ましい．また，サンプルを地上に回収する為の回収方法の検討も併せて行う．

本研究では現在の所，Ⅰ，Ⅱについて予備的な解析を行っている．

2. 地球－木星間の軌道計画

2.1 軌道計算の手法

地球から木星へ向かう飛行軌道を，木星周回軌道への投入に必要なエネルギーを出来る限り小さく抑えるように設計する．従来は，地球，太陽，及び目標惑星の影響をそれぞれ個別に考え，1 つの天体のみからの引力が作用する影響圏を想定し，2 体問題として軌道を定め，そして複数の軌道を繋いで全体の軌道を近似的に作る，という Patched Conic Approximation がよく使われていた．しかし現実には宇宙機を含めた多体問題として軌道を厳密に解かなければならない．そこで本研究では，探査機の運動を支配する力として太陽と 9 つの惑星の引力を同時に考慮し，運動方程式

$$m_s \frac{d^2\vec{r}_s}{dt^2} = \vec{F}_{g_Sun} + \sum_{Pluto}^{Mercuty} \vec{F}_{g_planet} \quad \cdots \quad (1)$$

を刻み幅自動調節型の Runge-Kutta-Fehlberg 公式(6 段 5 次公式)[6]を用いて数値的に厳密に解く事により，任意の時刻における探査機の位置，速度を求める．

この時に，任意の時刻における惑星の位置を並行して計算する必要がある．これには，各惑星の軌道要素を時刻の関数として計算する天体暦（Ephemeris）計算が適用される．本研究は予備的概念検討の段階にあるので，簡潔さを優先し，天文年鑑等で良く知られている略算式（時刻の 2 次式）によって軌道要素を計算する事にする[3]．この式を用いた場合，惑星の位置は 0.1°～1.0° 程度の精度で計算する事が出来る．一方，長期間に渡って一層高精度に惑星の位置が計算可能な推算式が公開されており[8]，今後これを用いる事を計画している．

地球出発時の時刻と高度を固定し，速度（方向・速さ）をパラメトリックに変化させて種々の軌道を計算し，木星最接近高度が所定の値になる軌道を解とする．

2.2 ロケット燃料重量推算

エウロパ近傍を通る木星周回軌道に探査機を投入する為には探査機を減速させる必要があるが，先にも述べたとおり，減速の為に必要なロケット燃料搭載量を削減する為には，減速インパルスを可能な限り最小限に押さえる事が要求される．

必要なロケット燃料Δm は，減速インパルスΔV，有効排気速度 V_e ($= I_{sp} \cdot g_0$)，初期重量 m_i，ロケット噴射後の重量（構造重量）m_f とした時，I_{sp}，m_f を仮定する事によりツィオルコフスキーの式(2)

$$\Delta V = V_e \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right) \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (2)$$

$$\Delta m = m_i - m_f \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (3)$$

を用いて計算される[4]．今回の計算では，探査機本体の重量 m_f=1ton，比推力 I_{sp}=344sec[2]と仮定する．

2.3 結果と考察

2010 年 6 月 27 日正午に地上 400km の高度から出発し，木星最接近高度 10000km となる飛行軌道の解を Table 1 に示す．地球に対する C3 の増加と供に探査機が木星に到着するまでの時間が短くなり，一方では，木星最接近時の木星に対する相対速度が大きくなる，即ち，木星周回軌道投入に必要な減速量も大きくなることが判る．このフェーズにおいては探査機の減速インパルスを最小限に押さえる事が要求されるので，Case A～Case E の内では Case A が最適と言える．Fig. 2 に Case A の軌道の概形を示す．

なお，C3 とは，惑星間飛行に必要なエネルギーを表す量であり地球を出発する際の C3 は以下の式で定義される．

$$C3 = V_{HE}^{\ 2} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (4)$$

ここで，V_{HE} は地球から双曲線軌道上無限遠方まで離れた時の探査機の地球に対する速度であり，地球に対する双曲線余剰速度と呼ばれる．

Table 1　Parameters for flight trajectory form the earth to Jupiter.

	Parameter	Case A	Case B	Case C	Case D	Case E
Departure from the Earth	Date	2010/6/23　12:00:00				
	Altitude [km]	400				
	C3 [km^2/sec^2]	91.86	99.94	104.58	111.37	130.94
	Longitude [deg]	77.41	75.95	75.36	74.81	75.24
	Latitude [deg]	-2.27	-1.96	-1.88	-1.73	-1.60
Closest Approach to Jupiter	Date	2012/12/4	2012/8/24	2012/7/2	2012/4/20	2011/11/2
	Altitude [km]	10,000				
	Speed Relative to Jupiter [km/s]	56.06	56.08	56.12	56.21	56.85
	Fuel Mass ratio: $\Delta m/m_f$	2.18	2.20	2.24	2.35	3.16

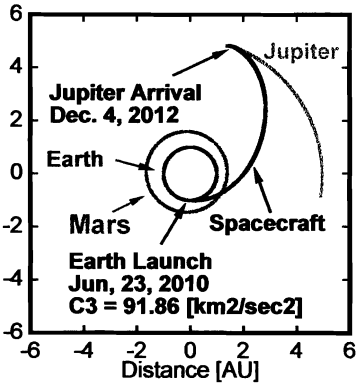

Fig. 2　A flight trajectory of the Case A.

2.4　計算精度の評価

本研究で作成した軌道計算コードの信頼性を確認する為に，実飛行における時刻，位置，速度のデータが公開されている Voyager 2[(2)]を例にとり，その飛行軌道がどの程度再現可能であるか，試計算を行った．試計算の結果と実飛行データをプロットしたのが Fig. 3 であり，地球から出発して木星 swingby を経て土星に接近するまでの軌道はよく一致している．

惑星間軌道計算の最大の目的は目標惑星に所定の距離まで近づいた時の目標惑星に対する飛行速度を推算する事にあるから，軌道計算の精度を評価するには，目標惑星までの距離と飛行速度解の誤差（実飛行データからのずれ）の関係を見ればよい．

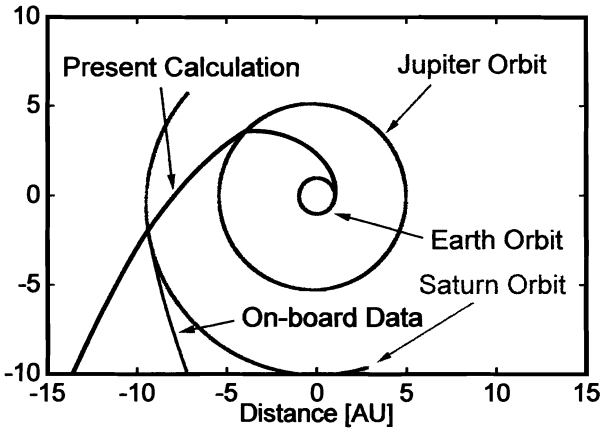

Fig. 3　The calculated and the actual flight trajectory for the Voyager 2 mission.

これを図示したのが Fig. 4 である．惑星間飛行の大部分においては飛行速度の相対誤差が 0.3%以下に抑えられているが，地球，木星，および土星のごく近傍では 10%～50%の誤差になっている．この原因としては，惑星の位置を推算する為の天体暦公式として，今回の計算では必要最小限の精度のものを使っている事が考えられる．高精度かつ実用的な天体暦推算公式として Variations Séculaires des Orbites Planétaires（VSOP）[(8)]や Development Ephemerides（DE）[(8)]を今後適用予定であり，これによって計算精度は大幅に改善されると思われる．

3.　木星エアロブレークの検討

3.1　エアロブレーク（aerobraking）

先に述べた様に，惑星間宇宙を飛行して来た探査機を目標惑星の周回軌道に投入する為には，通常，ロケット噴射によって減速させる．これとは別に，目標惑星が大気を有している場合には，大気抵抗を利用して探査機を減速させ，惑星周回軌道に投入する方法があり，これはエアロブレーク（aerobraking）と呼ばれている．この方法によれば，減速を行う為に必要なロケット燃料を大幅に削減する事が可能であるとされているが，一方，極超音速大気飛行での空力加熱から機体を守る為の熱防御系を装備する事

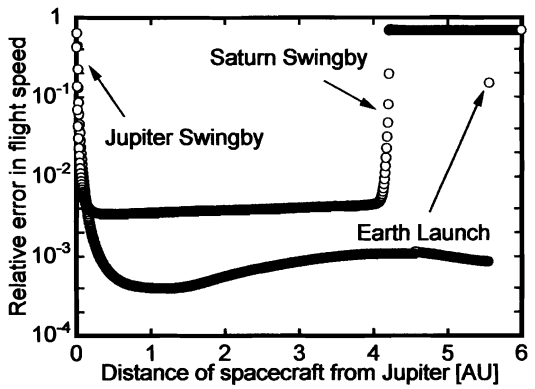

Fig. 4　Difference between the calculated and the actual flight trajectory for the Voyager 2 mission.

が不可欠となる．つまり，エアロブレークの有効性を論じる場合，エアロブレークの採用によって削減される燃料重量と装備すべき熱防御系の重量とではどちらが大きいかを比較検討する必要がある．このような検討はこれまで殆どなされてきていない．そこで，本研究では，木星大気中を飛行する探査機の飛行特性を飛行シミュレーションによって調べ，探査機に搭載する熱防御システムとしてアブレーション冷却法を想定して，その重量を見積もる．

3.2 解析の手法

ここでは，探査機を質点とみなしてその３自由度運動を運動方程式

$$m_s \frac{d^2\vec{r}_s}{dt^2} = \vec{F}_{g_Jupiter} + \vec{F}_D \quad \cdots\cdots\cdots\cdots \quad (4)$$

で記述する．ここで，$\boldsymbol{F}_{g_Jupiter}$は木星からの重力，$\boldsymbol{F}_D$は木星大気から受ける抗力である．なお，抗力の大きさは，

$$\left|\vec{F}_D\right| = \frac{1}{2} C_D \rho u^2 S \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (5)$$

による．探査機を半径 1m の半球と仮定し，その投影面積はS=3.14m^2，抗力係数はC_D=0.42 とする．上記の方程式を Runge-Kutta-Fehlberg 公式を用いて数値的に解く．空力加熱による機首温度は水素・ヘリウムを主成分とする混合気体中を極超音速飛行する鈍頭物体の空力加熱率推算式[5]と輻射平衡条件から推算される．これらの計算にはガリレオプローブによって取得された木星大気データ[9]を用いる．その一部を Fig. 5 に示す．

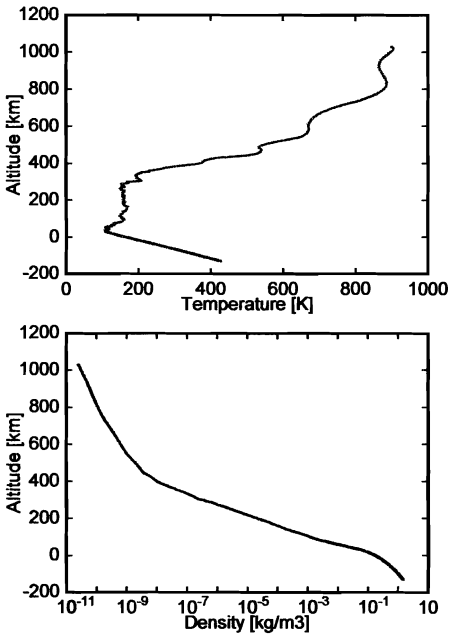

Fig. 5 The temperature and the density distribution in Jovian atmosphere, measured by the Galileo probe.

空力加熱からの熱防御法としてアブレーション冷却法を用いる場合，アブレーション材の厚さsは，空力加熱率q J/m^{2}s を用いて式

$$s = \frac{\alpha}{\rho c} \int_{flight} \dot{q} dt \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots \quad (6)$$

で推算される．但し，αは安全率であり，ガリレオプローブの経験より木星大気飛行についてはα=2程度が妥当とされている．アブレーション材をカーボン・フェノリックと想定し，密度ρ=1763.6kg/m^3，潜熱c=30MJ/kg である．

さらに，半径r_0の半球形状の探査機の場合，アブレーション材の重量は

$$m_{abl} = 4\pi r_0^2 \rho \int_{-\pi/2}^{\pi/2} s \cdot \sin\theta d\theta \quad \cdots\cdots \quad (7)$$

によって推算される．

3.3 結果と考察

計算初期条件として，探査機が木星中心から十分離れた距離r_i=580,000km にあり，木星に対する相対速度 $v_{\infty/Jupiter}$=19.727km/sec であるとして，得られた飛行軌道と速度履歴，及び機首温度履歴をまとめたものを Fig. 6, 7, 8 に示す．探査機は双曲線軌道上を木星に近づいて来て，やがて木星大気に突入し１回目のエアロブレークが開始される．その際の木星近点高度はh_p=278.7km となり，木星に対する相対速度は $v_{p/jupiter}$=59.37km/sec である．さらに，この時の探査機の機首温度は，T_w=2300℃にも達する．探査機は木星大気を４回かすめる事によってエウロパの公転軌道近傍に到達する．この間，探査機の近点速度は徐々に減少して行き，４回のエアロブレークで近点速度は約 2km/sec 程度減速する．また，エアロブレークの回数を経る毎に近点高度が下がって濃密な大気を通過するようになる為，機首温度ピークは次第に上昇し，４回目には約 3100℃にもなる．

この初期条件でエアロブレークを行った場合，よどみ点から測った座標に対するアブレーション材厚さ分布を Fig. 9 に示す．探査機に装備すべきアブレーション材の重量はm_{abl}=79.7kg と推算された．

また，今回の解析で木星近点高度を変化させるように初期条件を様々に変えてみたところ，近点高度が 400km より高い場合は大気密度が薄い為にエアロブレークの効果が全く見られない．逆に，高度が低いと減速が著しい為に探査機は木星に墜落してしまう，と言う事が判明した．

3.4　ロケット噴射による減速との比較

同一の木星接近条件において，探査機をロケット噴射で木星周回軌道に投入する場合には，探査機の重量は 3.18ton（ロケット燃料 2.18ton）と推算される．エアロブレークを用いて木星周回軌道に投入する場合には，上述の通り 1.07ton となるので，探査機の重量を軽くするという条件においては，エアロブレークを用いて軌道変更を行う方が遥かに有利である．

4.　結言

本研究では，探査機を木星周回軌道に投入する為の軌道変更エネルギーを出来るだけ小さく押さえるという条件のもとで，地球から木星へ向かう軌道を計算した．また，木星大気によるエアロブレークの有効性を調べる為に，代表的な木星接近条件を用いて木星大気飛行シミュレーションを行った．

結果としては，

1. 木星周回軌道投入に必要なロケット燃料重量は軌道の形に依存し，今回の解析における最小値は探査機 1ton 当たり 2.18ton であった．
2. 探査機が木星中心からの距離 580,000km において相対速度 19.727km/sec で木星に近づく場合，4 回のエアロブレークで木星周回軌道に投入する事が可能であり，その時に必要なアブレーション材重量は 79.7kg であると推算された．

これらのことから，エアロブレークの有効性は極めて著しい事が明らかとなった．

文献

(1) 白石篤史，エウロパ探査ミッション／生命探査の具体的目標，宇宙開発事業団技術報告書，(2000)

(2) JPL's HORIZONS System,
http://ssd.jpl.nasa.gov/horisons.htm

(3) 天文年鑑編集委員会，天文年鑑 1999 年版，誠文堂新光社，(1999)

(4) 木村逸郎，ロケット工学，養賢堂，(1993)

(5) ストゥーロフ著，輿石肇・久保田弘敏訳，衝突天体の気体力学，東海大学出版会，(2000)

(6) 渡辺力，他，Fortran77 による数値計算ソフトウェア，丸善，(1989)

(7) Galileo Project Home,
http://www.jpl.nasa.gov/galileo/index.html

(8) Astronomical Data Center, http://adc.gsfc.nasa.gov/

(9) Planetary Data System's, http://pds.jpl.nasa.gov/

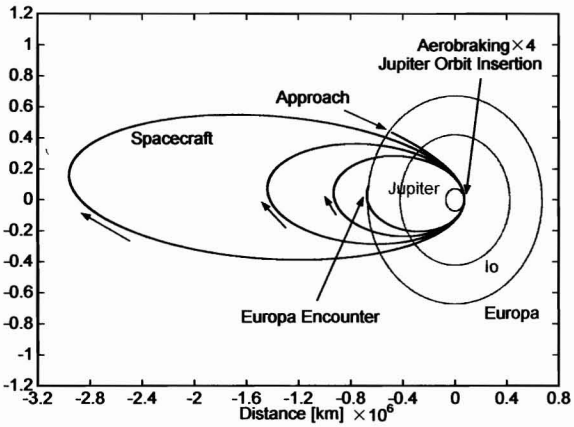

Fig. 6　A flight trajectory of Europa approach with aerobraking in Jovian atmosphere.

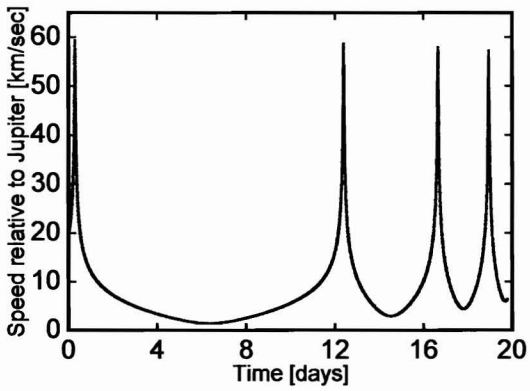

Fig. 7　History of the flight speed relative to Jupiter during a series of aerobraking.

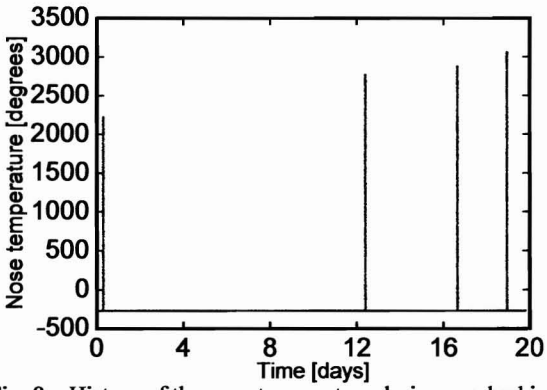

Fig. 8　History of the nose temperature during aerobraking.

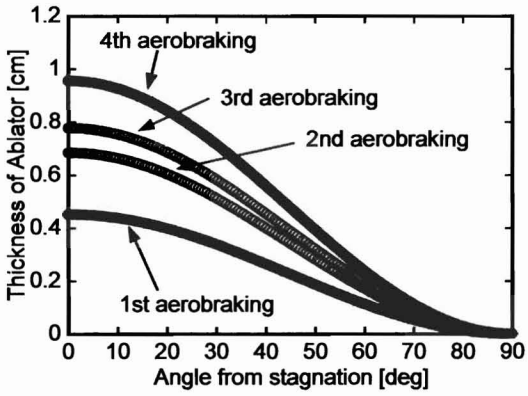

Fig. 9　Evaluated thickness distribution of the ablator.