

レーザー推進機のビームライディング性能に関する数値解析

高橋 聖幸 (東北大学), 大西 直文 (東北大学)

Numerical Analysis of Beam Riding Performance for Laser Propulsion Vehicle

Masayuki Takahashi (Tohoku U.) and Naofumi Ohnishi (Tohoku U.)

Abstract

A beam riding performance is very important for a stable flight of a laser propulsion vehicle. We have developed a three-dimensional hydrodynamics code coupling with six-degree-of-freedom equation of motion of the laser propulsion vehicle for analyzing beam riding performance through numerical simulations of flowfield interacting with unsteady motion of the vehicle. An asymmetric energy distribution was initially added around the focal spot (ring) in order to estimate the beam riding performance against laser offset and laser oblique incidence. The centering performance of the vehicle is good with the initial laser offset due to an asymmetric blast wave. However, the Euler angle grows and never returns to zero in a time scale of laser pulse. It is necessary that the tipping performance of the vehicle is improved against the laser offset. Also, when the laser is irradiated to the vehicle with initial tipping angle, we found that the vehicle can obtain restoring moments to cancel the initial angular offset. The tipping performance is promising with the laser oblique incidence, though the vehicle cannot get sufficient restoring force in particular angle. Finally, we showed that a precessional motion due to a gyro spin improves the tipping performance of the vehicle.

1. はじめに

レーザー推進は1970年代にKantrowitzによって提唱され [1], 以降様々な研究が続けられてきた [2-4]. 気体駆動型のレーザー推進では, 地上基地から高強度パルスレーザーを機体を持つ放物型のミラーに向かって照射する. ミラーによってレーザーは集光され, 大気の大気破壊が生じ集光点付近にプラズマを生成する. プラズマがレーザーエネルギーをさらに吸収することによってブラスト波が形成され, 機体はそれを受け止めることで推力を獲得する.

機体が連続的に推力を獲得するためには, 機体のビームライディング性能が重要である [4]. レーザーが理想的な照射位置からずれ, オフセットを持って入射した場合に, 機体はそのオフセットを打ち消すような復元力を得る必要がある (センタリング性能). また, 機体軸が傾き角を持っている場合にも, 傾き角が小さくなる方向に運動しなければ機体の姿勢は安定しない (ティッピング性能). レーザーオフセットや機体の傾きが拡大するような機体形状をしていると, レーザーの光路から離脱し推力を獲得出来なくなるため, より優れたビームライディング性能を持つ機体の模索が行われている.

現在のレーザー推進機体の中でもビームライディング性能に優れた機体として Lightcraft が提案されている [2]. Lightcraft は3種類の部品からなる機体であり, 前部胴体, カウル, 後部胴体から構成される. 後部胴体に向かってレーザーを照射すると, 後部胴体の放物型のミラーによってカウル内側へと集光され, トーラス状のブラスト波を生成する. Lightcraft の形状の中でも Type-200 が特に優れた飛行性能を示している. Myrabo らは Lightcraft Type-200 の飛行実験において, 50 g の機体を 71 m の高度まで打ち上げることに成功している [2].

これまでの研究においては, Lightcraft の形状に対してレーザーにオフセットを持たせた場合の機体軸に対して垂直方向, 角度方向インパルスの測定が行われている [4]. また, インパルスの実験値を用いて軌道解析も行われている [3]. ジャイロ回転を加えた場合の飛行実験も行われ, ジャイロ回転はビームライディング性能向上に大きく寄与することが分かっている [2].

しかし, レーザーオフセットを持たせた場合とレーザーを斜めに入射する場合にオフセットや傾き角がどの程度の値になるかという定量的な議論は行われていない. 特にレー

ザーを斜めに入射する場合の, センタリング, ティッピング性能の評価は十分ではない. ジャイロ回転がビームライディング性能改善にどの程度寄与するかという議論も十分ではない.

本研究ではレーザーにオフセットを持たせた場合の推力, モーメントの計算を行い, それらを外力として6自由度運動方程式を解くことで, Lightcraft のオフセットと傾き角の時間変化を計算する. 軌道解析の際に, 機体の速度や角速度を機体周りの流れ場に加えることで, 機体の運動によって誘起される流れをモデル化する. さらに, 機体軸に対してレーザーが傾きを持って入射する場合に, 機体がどのような運動をするかを解析する. シングルパルスに対するセンタリング性能, ティッピング性能を調べ, より優れたビームライディング性能を持つ機体を模索する.

2. 数値計算法

2-1 流れ場の数値計算法

Lightcraft に生ずる力を計算するために流れ場の数値計算を行う. Lightcraft 周りの流れ場は衝撃波を伴うため, 物体と流れ場との相互作用を数値流体力学を用いて計算する必要がある. 以下で流れ場の数値計算手法について記述する.

流れ場の支配方程式

Lightcraft 周りの流れ場の計算には, 以下に示す Navier-Stokes 方程式を用いる.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\mathbf{E} - \tilde{\mathbf{E}}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mathbf{F} - \tilde{\mathbf{F}}) + \frac{\partial}{\partial z}(\mathbf{G} - \tilde{\mathbf{G}}) = \mathbf{0}. \quad (1)$$

ここで, 保存量ベクトル \mathbf{Q} , 非粘性流束ベクトル $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$, 粘性流束ベクトル $\tilde{\mathbf{E}}, \tilde{\mathbf{F}}, \tilde{\mathbf{G}}$ はそれぞれ以下のように与えられる.

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{pmatrix}, \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{pmatrix}, \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho wv \\ (e+p)w \end{pmatrix}, \quad (3)$$

$$\tilde{\mathbf{E}} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w + \kappa T_x \end{pmatrix}, \quad (4)$$

$$\tilde{\mathbf{F}} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yx}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w + \kappa T_y \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$\tilde{\mathbf{G}} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ \tau_{zx}u + \tau_{zy}v + \tau_{zz}w + \kappa T_z \end{pmatrix}. \quad (6)$$

ここで、 ρ は密度、 u は速度の x 方向成分、 v は速度の y 方向成分、 w は速度の z 方向成分、 e は単位体積あたりのエネルギー、 p は圧力である。 τ_{ij} は応力テンソルの i, j 成分、 κ は熱伝導係数、 T は温度である。

機体にジャイロ回転を加えた場合は Navier-Stokes 計算を行うが、計算負荷を考慮し、ジャイロ回転を加えていない場合は Euler 計算を行う。

離散化手法

対流項の離散化にはセル中心有限体積法を用いる [5]。一般曲線座標を取り扱う場合、一般曲線座標系で表される数値流束を用いるべきである。しかし、局所座標回転を用いることで一般曲線座標で表される数値流束を用いず、直交座標系で表されるスキームが適用可能となる [6]。直交座標系で示される物理量に対し、局所回転行列を作用して速度ベクトルを面の法線方向成分、接線方向成分に分解する。そこに直交座標系の Riemann 解法スキームを適用し局所回転座標系における数値流束を求め、それを局所回転逆行列を作用することで一般座標方向の流束を評価する。

本研究では数値流束の計算には、MUSCL 法によって空間 2 次精度に高次精度化された AUSM-DV 風上スキームを用いる [7, 8]。

粘性項の評価には 2 次精度中心差分を用いる。一般座標方向の面の面積ベクトルから算出されるメトリックスを用いて、速度ベクトルの空間微分値を求める [9]。支配方程式を体積積分する際には、保存則を保つために flux form に変形した粘性項を用いる。粘性係数の導出には Sutherland の式を用いる。

時間積分は 1 次精度 Euler 陽解法を用いる。非定常問題においては時間積分が得られる解に大きく影響する可能性があるが、4 段階 Runge-Kutta 法による時間積分も行ってみた結果、計算結果に大きな変化は見られないため、本研究では、1 次精度で十分であると判断した。

2-2 軌道の数値計算法

数値流体力学によって機体にかかる力を求め、それを外力と考えることで機体の軌道計算を行うことが出来る。軌道計算によって機体の傾き角やレーザーオフセットの時間変化を計算し、機体のセンタリング性能、ティッピング性能を評価する。以下に軌道の数値計算法を示す。

支配方程式

機体速度、機体角速度は 6 自由度運動方程式を数値的に積分することで計算する [10]。以下に 6 自由度運動方程式を示す。

$$m(\dot{U} + QW - RV) = X_g + X_a, \quad (7)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = Y_g + Y_a, \quad (8)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = Z_g + Z_a, \quad (9)$$

$$I_{xx}P + (I_{zz} - I_{yy})QR = L_g + L_a, \quad (10)$$

$$I_{yy}Q + (I_{xx} - I_{zz})RP = M_g + M_a, \quad (11)$$

$$I_{zz}R + (I_{yy} - I_{xx})PR = N_g + N_a. \quad (12)$$

ここで m は機体質量、 U, V, W は機体速度、 P, Q, R は機体角速度の機体固定座標系における X, Y, Z 方向成分である。さらに I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} は機体固定座標系 X, Y, Z 軸に関する慣性率、 X_a, Y_a, Z_a は機体に作用する空気力、 X_g, Y_g, Z_g は機体に作用する重力の機体固定座標系の X, Y, Z 方向成分、 L_g, M_g, N_g は重力傾斜トルク、 L_a, M_a, N_a は空力モーメントの機体固定座標系の X, Y, Z 方向成分である。なお機体の対称性により慣性乗積 $I_{ij}(i \neq j)$ は全て 0 となる。

外力項

外力としては空気力、空力モーメント、重力、重力傾斜トルクを考慮する。

空気力の機体固定座標系における成分 X_a, Y_a, Z_a は、流体計算から求める機体表面の圧力を機体表面で積分することによって求める。

空力モーメントの機体固定座標系における成分 L_a, M_a, N_a は、機体表面の微小部分に生じる力に、重心の位置ベクトルと微小要素の位置ベクトルとの距離ベクトルを外積を機体表面で面積分して求める。粘性計算時は応力の表面積分値も加える。

重力は、地面固定座標系における成分に変換行列を作用し機体固定座標系における成分 X_g, Y_g, Z_g に変換する。

$$X_g = -mg(\cos \Theta \cos \Psi), \quad (13)$$

$$Y_g = -mg(\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Theta \sin \Psi), \quad (14)$$

$$Z_g = -mg(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Theta \sin \Psi). \quad (15)$$

ここで g は重力加速度であり、 9.8 m/s^2 である。また (Φ, Θ, Ψ) は地面固定座標系 $X_E Y_E Z_E$ 系と機体固定座標系 XYZ 系との間のオイラー角である。

さらに、重力が復元力として働く重力傾斜トルクも作用する [11]。これは地球中心から機体の微小要素までの距離が異なることによって生ずるモーメントである。地球の中心から距離 R の位置の質量 dm の質点に働く重力 $d\mathbf{F}$ は

$$d\mathbf{F} = -\mu \frac{dm}{R^3} \mathbf{R}, \quad \mathbf{R} = \mathbf{R}_0 + \mathbf{r}. \quad (16)$$

\mathbf{R}_0 は地球の中心から機体の質量中心までの距離ベクトル、 \mathbf{r} は機体の質量中心から微小質量要素 dm までの距離ベクトル、 μ は地球重力定数である。地球重力定数は地球質量 $6.0 \times 10^{24} \text{ kg}$ に万有引力定数 $6.7 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg} \cdot \text{s}$ をかけたものである。本研究では、機体飛行高度は地球中心から機体の質量中心までの距離に比べて十分小さいため、地球中心から機体の質量中心までの距離は地球の半径に近似する。すなわち、 $|\mathbf{R}_0| = 6400 \text{ m}$ で固定する。したがって、重力 $d\mathbf{F}$ によって生ずる微小なトルク $d\mathbf{M}$ は

$$d\mathbf{M} = \mathbf{r} \times d\mathbf{F} = -\mu \frac{dm}{R^3} \mathbf{r} \times \mathbf{R} \approx -\mu \frac{dm}{R^3} \mathbf{r} \times \mathbf{R}_0, \quad (17)$$

と求められる。これを機体表面で面積分したものが重力傾斜トルクであり、オイラー角を用いて機体座標系へ変換する。

機体の重心位置、姿勢

オフセットと傾き角を評価するために、機体の重心の座標とオイラー角についての微分方程式を時間積分する。地面固定座標系に対する機体の重心座標を (x_e, y_e, z_e) とし、以下の方程式より求める [10]。

$$\begin{aligned} \frac{dx_e}{dt} &= U \cos \Theta \cos \Psi \\ &+ V(\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) \\ &+ W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \frac{dy_e}{dt} &= U \cos \Theta \sin \Psi \\ &+ V(\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) \\ &+ W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi), \end{aligned} \quad (19)$$

$$\frac{dz_e}{dt} = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta. \quad (20)$$

一方、オイラー角の時間変化と機体角速度の関係は次の通りである。

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta, \quad (21)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (22)$$

$$\dot{\Psi} = Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta. \quad (23)$$

機体の重心位置 x_e, y_e, z_e とオイラー角 Φ, Θ, Ψ は6個の1階微分方程式であるので、6個の未知変数に対する初期条件と、 U, V, W, P, Q, R の時間履歴が与えられれば数値的に積分することが出来る。それによって、地面固定座標系に対する機体の重心位置と姿勢が決定される。時間積分には4段階 Runge-Kutta 法を用いる。

流体計算と軌道計算の結合

流体計算は機体固定座標系で行うが、この系において機体の移動をモデル化するために流体計算と軌道計算の結合を行う。軌道計算によって得られた機体座標系における機体速度 $\mathbf{U} = (U, V, W)^T$ の時間変化、角速度 $\boldsymbol{\Omega} = (P, Q, R)^T$ の時間変化を流体計算にフィードバックする。まず、機体の速度の時間変化を $\Delta \mathbf{U} = (\Delta U, \Delta V, \Delta W)^T$ とすると

$$\Delta \mathbf{U}^n = \mathbf{U}^n - \mathbf{U}^{n-1}, \quad (24)$$

より求め、流体計算における場の速度ベクトル $\mathbf{u} = [u, v, w]^T$ から時間変化分を引く。すなわち、

$$\mathbf{u}_{new}^n = \mathbf{u}^n - \Delta \mathbf{U}^n, \quad (25)$$

とする。また、角速度の時間変化を $\Delta \boldsymbol{\Omega} = (\Delta P, \Delta Q, \Delta R)^T$ とすると時間変化は以下のように求められる。

$$\Delta \boldsymbol{\Omega}^n = \boldsymbol{\Omega}^n - \boldsymbol{\Omega}^{n-1}. \quad (26)$$

次にセル中心の位置ベクトル \mathbf{r}_c を六面体セルを作る8格子点の平均値より求めて、セル中心と機体重心の距離ベクトル $\mathbf{r}_c - \mathbf{r}_g$ との外積をとったものを速度として流体計算における速度ベクトルから引く。すなわち

$$\mathbf{u}_{new}^n = \mathbf{u}^n - \Delta \boldsymbol{\Omega}^n \times (\mathbf{r}_c - \mathbf{r}_g), \quad (27)$$

と更新される。そして、この場の速度ベクトルを用いて、保存量ベクトル $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T$ を計算することで機体移動をモデル化する。

2-3 光線追跡法

機体に向けてレーザー光線を入射する際、ミラーで反射されたレーザーはどこに集光されるか、どの程度のエネルギーを持って集光されるのかを評価する必要がある。機体に対して何のオフセットも持たずに入射する場合はレーザーは解析的な焦点に全て集光されるため、光線追跡を行う必要はない。一方でオフセットを持たせて入射すると、レーザーの集光点は解析的な位置から変化はしないが、どのようなエネルギー分布となるかは光線追跡を用いないと計算できない。またレーザーを機体軸に対して斜めに入射する場合は、レーザーは解析的な位置に集光され無いため光線追跡は不可欠である。本研究ではレーザーにオフセットを持たせて入射した場合、斜めに入射した場合についての機体性能を評価するため、光線追跡法を導入する [12, 13]。

本研究ではガウシアンレーザーを約 10,000 本に分割して機体に入射する。3次元格子の機体軸周方向平面において、エネルギー強度が最大となる箇所を集光位置と判断する。入射レーザーの時間履歴は無視し、ブレイクダウンの過程は集光点のみで瞬時に終わると仮定する。プラズマによるレーザーエネルギー吸収率は 40% とする [14]。

3. 計算条件

3-1 計算格子

計算格子生成にはマルチブロック法を用いる。マルチブロック法では計算領域を複数のブロックに分割して計算格子生成を行う。この手法を用いた計算格子の利点は、境界条件の設定が容易であるという点である。マルチブロック法を用いて2次元的に生成された計算格子を軸周りに5度刻みで回転することによって、3次元格子を生成する。

3-2 初期条件

初期条件は海拔 0 m での大気の圧力、密度の値を用いる。また、2原子分子を仮定し、比熱比 γ は 1.4 とする。軌道計算における初期条件としては、地面固定座標系と機体固定座標系は位置、姿勢共に一致させ角速度は与えない。また初期条件として 420-J のガウシアンレーザーを機体に入射する。レーザーは 2.3-cm FWHM の空間強度分布を与える。

3-3 境界条件

壁面はすべて有り壁面条件とする。ジャイロ回転を加える場合は回転壁面条件を課し、定常流を得た後にレーザーを照射することで回転流れをモデル化する。

遠方境界は全て保存量を0次外挿する。遠方境界では亜音速流出と超音速流出が混在しており、亜音速流出時には非物理的な反射波が生じてしまう。反射波の影響を取り除くために、計算領域を十分広く取り、反射波が機体に到達する前に計算を終了する。

また、機体から離れた領域では格子間隔が大きくなるように不等間隔格子を用いる。遠方境界付近において格子幅が大きくなることで、波を鈍らせ、反射波の強さを抑えることも期待出来る。粘性計算を行う場合には、Re 数から境界層解像に必要な最小格子幅を求め、それを用いて格子生成を行う。

軸周はプリズム格子が生成され特異点となる。このような特異点では格子が密集するために数値的な不安定が大きくなる。非物理的な不安定を抑えるために、軸周の格子において保存量を平均化した。

4. 計算結果および考察

4-1 ビームライディング性能

オフセット 5 mm を持たせレーザーを入射する。レーザーオフセットは初期値 5 mm から時間経過に従って減少しており、センタリング性能は優れている (図 1(a))。一方、図 1(b) より、傾き角は時間経過に従って増大していることが分かる。傾き角は時間が経過したとしても 0° であることが理想的であるため、ティッピング性能は改善の必要があると考えられる。また、次のレーザーパルス入射時におけるオフセットと傾き角の値を求めるために、プラスト波と機体との相互作用が十分に弱くなった後の機体の重心位置、オイラー角、時間を初期値として6自由度運動方程式を解く。計算結果より、25 Hz のパルスレーザーを仮定した場合は、次のパルス入射時にはレーザーオフセットは -2.0 mm まで減少し、傾き角は 7.0° まで増大すると予測出来る。

4-2 ティッピングモーメントの時間変化

ティッピングモーメントは $15 \mu\text{s}$ で最大値を持ち、このピークモーメントが傾き角増大の主要な原因である (図 2(a))。この最大のモーメントを減らすことが出来れば、ティッピング性能は向上すると考えられる。図 2(b) において、強いプラスト波がカウルの接続部に到達した時に最大のモーメントが生じることが分かる。また、時間発展初期の値は Sedov による相似解と一致することが確かめられた [15]。圧力分布より、ピークモーメントを減らすために2つの案が考えられる。一つは集光点をカウル接続部から離すという案である。プラスト波はカウル接続部に到達する時には減衰し、モーメントは減少すると予測出来る。もう一つは Airbreathing Mode に見られる様に、カウル接続部を取り除

くという案である。接続部を取り除くことでプラスト波と接触する面積が小さくなるため、モーメントは減少する。

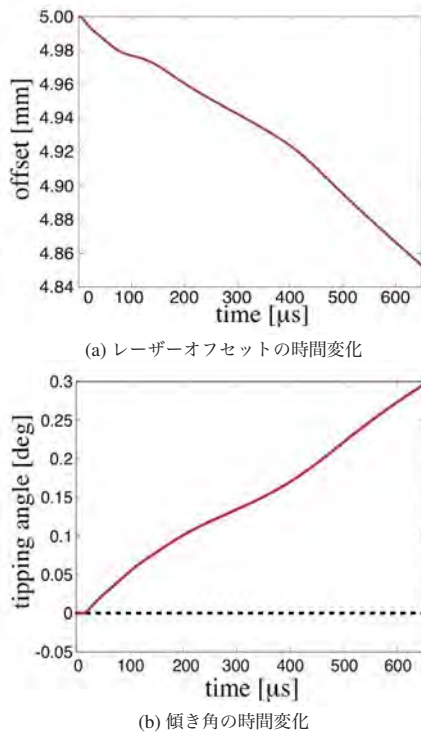


図1 5 mm のオフセットを持たせてレーザーを入射した場合のレーザーオフセット，傾き角の時間変化。

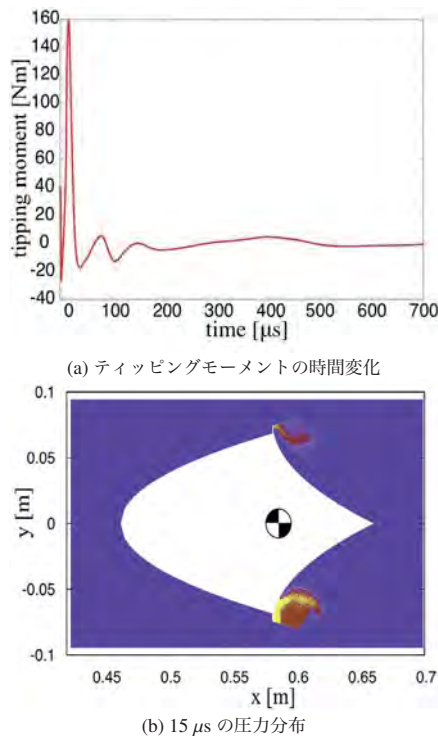


図2 ティッピングモーメントの時間変化と圧力分布。

4-3 焦点位置依存性

焦点位置によるティッピング性能の変化を見るためにカウル接続部から焦点位置までの距離が 20, 25, 30 mm とい

う 3 種類の機体を用意する (図 3)。3 種類の機体で固定するパラメータは機体全長，機体径，また重心からカウル接続部までの腕の長さである。図 4 は初期レーザーオフセットが 5 mm の場合の傾き角の時間変化を示している。カウル接続部から焦点までの距離を離すことで，傾き角の増大を抑えることが出来ることが分かる。また，3 者でセンタリング性能に関して大きな変化は無かった。

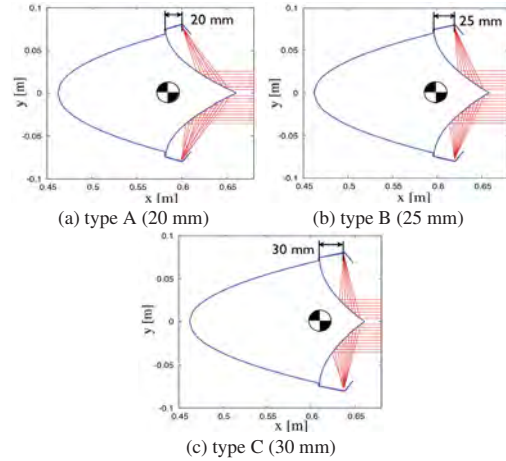


図3 異なる焦点位置を持つ 3 種類の機体形状。

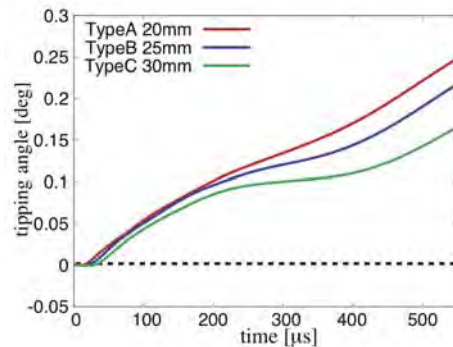


図4 焦点位置を変えた場合の傾き角の時間変化。

4-4 Airbreathing Mode との比較

カウル接続部が存在する機体 (Conventional Vehicle) と Airbreathing Mode I (AB I)，そしてより長いカウルを持つ Airbreathing Mode II (AB II) を用意する (図 5)。カウル接続部を除くことで時間発展初期に発生するピークモーメントを減少させることが出来るため，Airbreathing Mode のティッピング性能は接続部が存在する場合に比べて向上した (図 6)。また，Airbreathing Mode II においては，センタリング性能が Airbreathing Mode I に比べて改善されることが分かった。より大きいカウルによって，プラスト波とカウルが相互作用している時間が長くなることでより大きなセンタリングの復元力が得られると考えられる。

4-5 レーザー斜め入射の場合

図 7 は機体が 5°，10°，15° の傾き角を持つ時にレーザーが入射した場合の光線追跡結果を示している。オフセットはいずれの場合も 0 mm である。全ての場合で，レーザーは設計された場所には集光されておらず，特に傾き角が 10°，15° の場合はカウルの外側で集光されることが分かる。図 8 はレーザー光軸と機体軸が成す角度 α の時間変化を示している。初期傾き角が 5° の場合，集光位置がカウルの内側に存在しており，機体下部のプラスト波の強度が上部に比べて

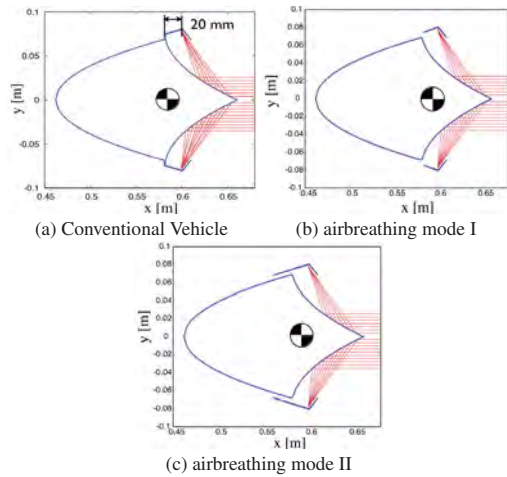


図5 Airbreathing Mode との比較のための機体形状.

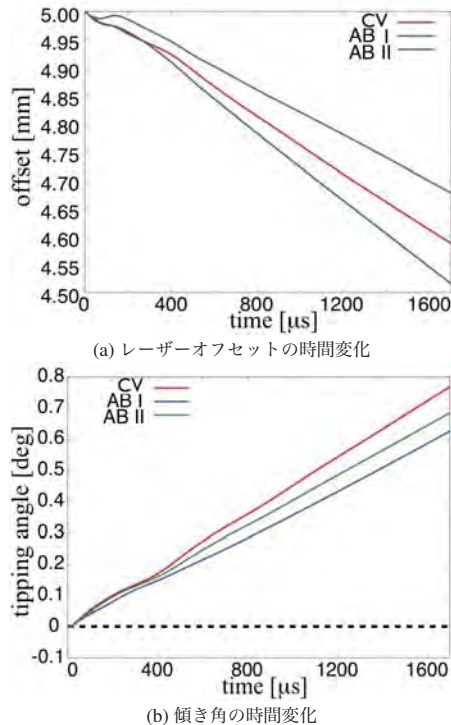


図6 レーザーオフセットと傾き角の時間変化の Airbreathing Mode との比較.

高いので傾き角は減少する。一方 10° の場合は傾き角が減少しないが、これは傾き角の増大へ寄与する機体上部の圧力が、下部に比べて高いからである。 15° の場合は、 10° の場合と同様に集光点はカウルの外側だが、機体下部の圧力が上部に比べて非常に高いために傾き角が減少する。機体下部を強いプラスト波が伝搬することによって十分な復元力を得ることが出来る。

4-6 ジャイロ回転による影響

Lightcraft に 10,000 rpm のジャイロ回転を与え粘性計算を行った結果、無回転の場合に比べて傾き角増大が抑えられた(図9)。これはジャイロ回転による歳差運動と、旋回流がカウル内側へ巻き込まれることによる復元モーメントによるものである。さらに長時間に渡って飛行軌道を追跡すると、歳差運動により傾き角が振動する(図10)。ジャイロ回転を加えない場合、傾き角は単調に増加するが、ジャイロ回

転を加えると単調増加が妨げられるためティッピング性能が大幅に改善される。飛行を続けると粘性によってジャイロ回転速度は減衰するため、ジャイロ回転を長時間維持出来る機構の実装が有効である。

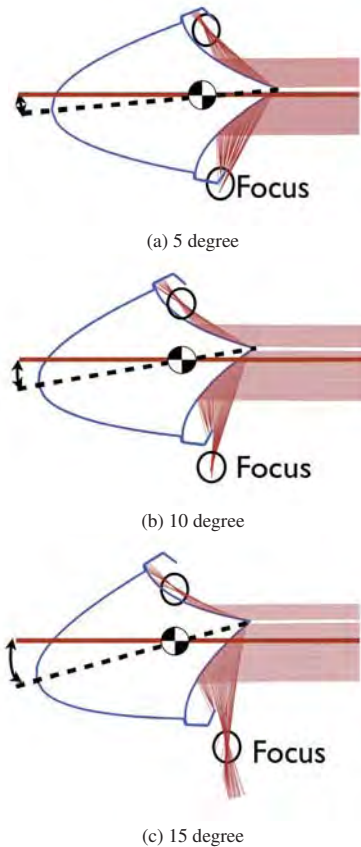


図7 初期角度による集光位置の変化.

5. まとめ

本研究では流体計算、軌道計算、光線追跡コードの開発を行い、Lightcraft のセンタリング、ティッピング性能の評価を行った。

レーザーオフセット 5 mm を与えてレーザーを入射した場合、優れたセンタリング性能を示すことが確認出来た。一方、傾き角が増大していくことからティッピング性能には改善の余地があることが分かった。プラスト波伝播の初期において発生するモーメントが最も大きく、このモーメントを小さくすることでティッピング性能が向上する。レーザーオフセット入射時のティッピング性能を向上させる方法として後部胴体から焦点位置までの距離を大きくする、Airbreathing Mode を用いることが有効であるということが分かった。

次に、レーザーが機体軸に対して斜めに入射した場合のセンタリング、ティッピング性能を調べた。レーザー傾斜角が存在する場合、生成されるプラスト波に偏りが生じることで、機体にオフセットと傾き角を誘起するということが分かった。また、大きな角度においても角度方向に復元力が得られることが分かった。

さらに、ジャイロ回転によるビームライディング性能への影響を調べた。ジャイロ回転によって歳差運動が生じティッピング性能が大幅に改善された。

今後はレーザー斜め入射に対するジャイロ回転の影響を検証する。また第2宇宙速度への加速を想定し、超音速飛行時のビームライディング性能も調べる必要がある。より

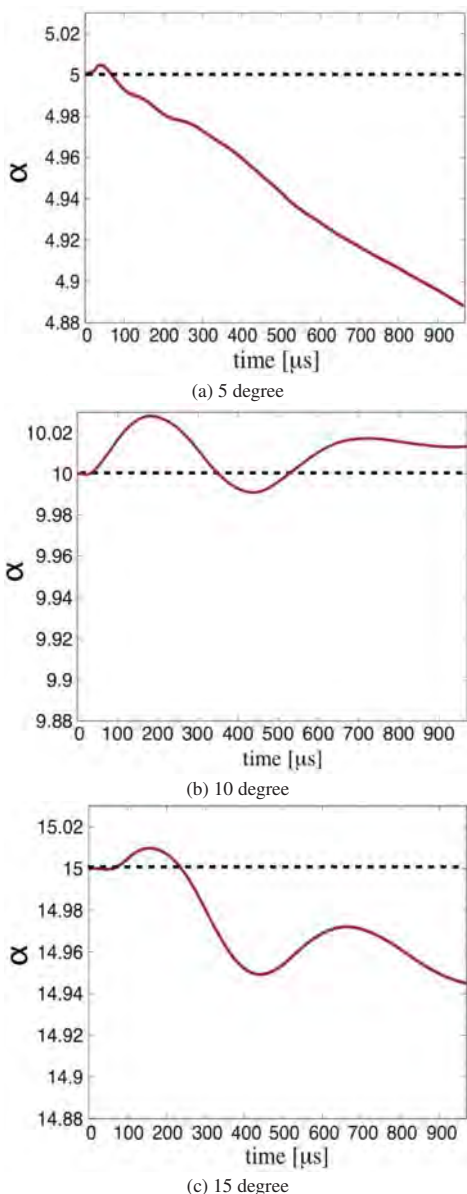


図8 レーザー斜め入射の場合の α の変化.

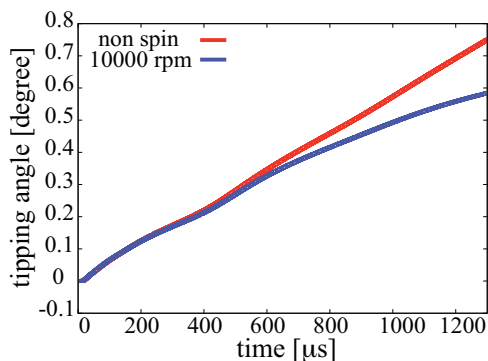


図9 ジャイロ回転の有無による傾き角の時間変化の比較.

良いビームライディング性能を持つ機体を模索するため、複数回レーザーパルスを用いて長時間の飛行に対しての性能評価も必要である。

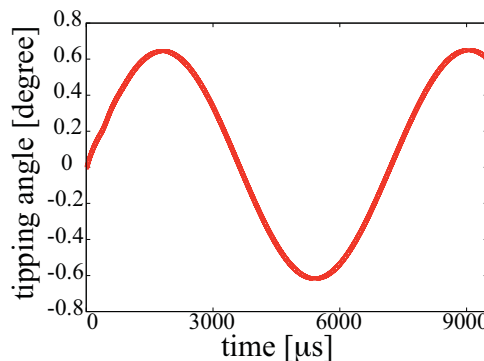


図10 ジャイロ回転が誘起する歳差運動による傾き角の振動.

参考文献

- 1) A. Kantrowitz, "Propulsion to Orbit by Ground Based Lasers," *Astronautics and Aeronautics*, Vol. 10, No. 5, pp.74-76, (1972).
- 2) L. N. Myrabo, "World Record Flights of Beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of 'Disruptive' Propulsion Technology," *AIAA Paper 2001-3798*, (2001).
- 3) D. A. Kenoyer, K. S. Anderson and L. N. Myrabo, "Calibration and Validation of a 6-DOF Laser Propelled Lightcraft Flight Dynamics Model vs. Experimental Data," *Beamed Energy Propulsion*, A. V. Pakhomov, pp. 325-337, (2008).
- 4) M. Libeau and L. N. Myrabo, "Off-Axis and Angular Impulse Measurements on a Lightcraft Engine," *Beamed Energy Propulsion*, A. V. Pakhomov et al., pp. 166-177, (2005).
- 5) E. F. Toro, *Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics*, 3th edition, Springer Press, (2010).
- 6) 高木 亮治, 極超音速非平衡流れの数値解析, 航空宇宙技術研究所報告, 第 1407 号, pp. 1-16, (2000).
- 7) Y. Wada and M. S. Liou, "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," *AIAA Paper 2006-1358*, (2006).
- 8) Van Leer, B., "Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme V, A Second-Order Sequel to Godunov's Method," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 5, No.3, pp.257-265, (1991).
- 9) 藤井 孝蔵, 流体力学の数値計算法, 東京大学出版会, (2004).
- 10) 加藤 一郎, 大屋 昭男, 柄沢 研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, (2009).
- 11) 茂原 正道, 宇宙工学入門 衛星とロケットの誘導・制御, 培風館, (2000).
- 12) N. Ohnishi, Y. Ogino, K. Sawada, T. Ohtani, K. Mori and A. Sasoh, "Numerical Simulation of Laser-Driven In-Tube Accelerator Operation," *Beamed Energy Propulsion*, K. Komurasaki et al, pp.191-198, (2006).
- 13) マックス・ボルン, エミール・ウォルフ, 光学の原理 I, 東海大学出版会, (2002).
- 14) T. S. Wang, Y. S. Chen, J. Liu, L. N. Myrabo and F. B Mead, Jr., "Advanced Performance Modeling of Experimental Laser Lightcrafts," *AIAA Paper 2001-0648*, (2001).
- 15) L. I. Sedov, *Similarity and dimensional methods in mechanics*, 10th edition, CRC Press, (1993).