

49 地面効果を考慮した水平打ち上げ方式宇宙往還機の離陸時特性に関する研究

内田則夫, 渡辺力夫, 富田信之(武蔵工業大学)

A Study of Take-Off Characteristics of Horizontal Launch Aerospaceplane under Ground Effect

Norio UCHIDA, Rikio WATANABE and Nobuyuki TOMITA
(Musashi Institute of Technology)

ABSTRACT

There is a need of fully reusable and low cost space transportation system for space activity in the future. Currently, vertical launch vehicles with rocket engines are considered to be preferable. However, specific features of horizontal takeoff horizontal landing (HTHL) aerospace plane with rocket propulsion have been investigated from a view point of performance and design feasibility. It has been concluded that HTHL aerospace planes become competitive with vertical takeoff horizontal landing (VTHL) single stage to orbit aerospace planes when they are launched with the initial velocity of more than 0.5M, using an appropriate take-off assist. In the past study, Ekranoplane, a version of the Ground Effect Machine, was employed as a take-off assist because it has large load carrying capability and that there is no need for huge launch complex on the ground. This study was performed to investigate the influence of the ground effect on the take-off characteristics of an aerospaceplane by analyzing the flow field at take-off.

1. 緒言

近年、完全な再使用型宇宙輸送システムの開発に期待が高まっており、そのコンフィギュレーションを検討するための研究が様々な国や機関で行われている。その趨勢としては、垂直打ち上げ水平着陸方式が先行しているが、水平打ち上げ水平着陸方式の宇宙往還機を初速マッハ0.5以上で水平に打ち出せば、水平打ち上げ水平着陸方式宇宙往還機の方が機体としての実現性が高いことが指摘されている[1]。初速をつけるための離陸補助手段としては、地面効果を利用して地面あるいは海面上数メートルの高さをマッハ0.5程度の速度で飛行するエクランプレーンと呼ばれる地面効果機がある(図1)。

本研究ではこのようなシステムを用いた時、ロケットプレーン離陸時における機体に働く空気力と打ち上げ時の擾乱力とを数値シミュレーションにより求め、特に地面効果の及ぼす影響について調べる。そして、この結果に基づき、離陸時の宇宙往還機のフライトダイナミクスについて予備的な検討を行う。なお、ここで得られた成果は、宇宙往還機設計データや離着陸機構設計にも用いられる。

2. エクランプレーン/ロケットプレーン システム

本研究の対象とするロケットプレーン/エクランプレーンシステムは図1のような構成である。

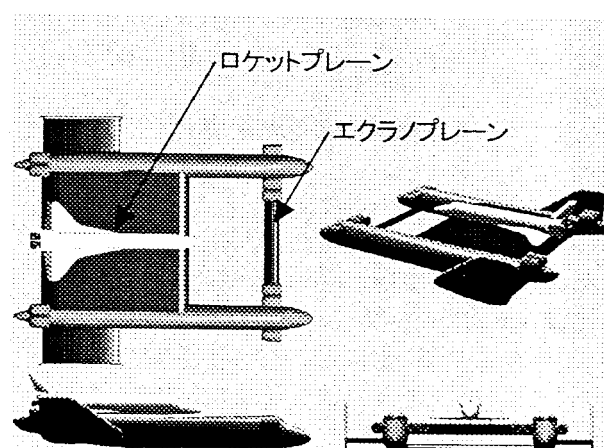


図1 システム構成図 [2]より

ミッションとシステムの構成の前提条件は、次のとおりである。

- 1) 高度 120km の円軌道に 5 トンのペイロードを投入する。
- 2) ロケットプレーンは完全再使用型で水平打ち上げ水平着陸方式とする。
- 3) ロケットプレーンは、エクランプレーンを離陸補助手段

として用いる。

- 4) ロケットプレーンの打ち上げと回収はエクランプレーン上で行う。
- 5) エクランプレーンは約 500~600 トンのペイロードを搭載して、速度約マッハ 0.5 で航行する能力を有する。
- 6) ロケットプレーンの推進機関としては、ロケットエンジンを考慮する。また、ロケットエンジンとしては、ロシアで計画されている高燃焼圧のトライプロペラントエンジン RD-701 を使用することを想定する。
- 7) 離陸時の設定は、ロケットプレーンの迎角は 15deg, エクランプレーンの迎角は 0deg とする。

次に、解析に使用するロケットプレーンの主要諸元を表1に、エクランプレーンの主要諸元を表2に示す。

表1 ロケットプレーン主要諸元 [3]より

寸法	全長	54.436 m
	胴体直径	6.5 m
	重心(離陸時)	31.02 m
翼	主翼翼幅	28.552 m
	翼付根翼弦長	21.009 m
	翼面積	359.919 m ²
	後退角(前縁1/4.1/2弦長)	46.7,38.5,27.9 deg
	アスペクト比	2.265
	テーパー比	0.2
	最大翼厚比	0.114
	質量	ペイロード
空重		70.365 ton
全備		583.44 ton
エンジン	形式名称	RD-701(Russia)
	個数	3 基
	推力(モード1)	1960 KN
	総推力(モード1)	5880 KN
	推力(モード2)	785 KN
	総推力(モード2)	2355 KN
離陸時速度		0.5 M

表2 エクランプレーン主要諸元 [4]より

寸法	全長	100 m
	胴体直径	10 m
翼	主翼面積	3275 m ²
	水平安定板翼面積	250 m ²
	主翼翼弦長	81 m
	主翼後退角	0 deg
	上半角	0 deg
	アスペクト比	2
	テーパー比	1
	最大翼厚比	0.1
質量	ペイロード	583.4 ton
	空重	1443 ton
	離水時	2026.4 ton
エンジン	形式名称	Pratt and Whitney 8048
	個数	10 基
	推力	435 KN
	総推力	4350 KN

3. 数値解析手法

本研究では、エクランプレーンからロケットプレーンが離陸する時の地面効果の影響を数値流体力学的手法で解析する。ミッション構想では離陸時の速度をロケットプレーンとエクランプレーン共にマッハ 0.5 を想定している。そのため空気の圧縮性を考慮する必要がある。さらに、ロケットプレーンがエクランプレーンから離陸する時の特性を調べるため、様々な機体姿勢角で計算しなくてはならない。しかし、その度に計算格子を計算し直すと計算時間がかかってしまう上に作業効率も悪くなる。この問題を解決するために数値計算法および格子形成法を適切に選ぶ必要がある。

本解析では、基礎方程式は3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式を用いる[5]。粘性項に関しては、物体から離れる方向のみを考慮に入れる薄層近似を行った。対流項の離散化は、Roe によって提案された風上差分法[6]の一種である Flux Difference Splitting[6]に、高次精度化として MUSCL 法 (Monotonic Upstream Schemes for Conservation Laws)[7]を組み込んだ高次精度風上差分法[8]を、時間積分には陰解法[9]の一種である LU-ADI 法を用いた[9]。レイノルズ数は、ロケットプレーン本体の機体長を基準として 1.0×10^6 とした。よって境界層が乱流境界層となるため、乱流モデルには Baldwin-Lomax モデルを用いた[10]。計算格子は O-O 型の構造格子とし、領域分割法と解強制置換法[11]を適用する。格子形成法は、Steger らによって提案された双曲型偏微分方程式を用いた[12][13]。なお、最小格子幅はロケットプレーン機体長を1とした場合 z 方向に 5.0×10^{-5} である。

4. 地面効果の影響解析

4.1 解析モデル

ロケットプレーン/エクランプレーンシステムにおいてロケットプレーン離陸時には、海面とエクランプレーン双方の地面効果の影響が現れる。本節では、まず、エクランプレーンを考慮せずに、ロケットプレーンと海面の間で起こる地面効果の影響を調べる。通常、翼周りの解析では地面効果の影響は翼弦長までといわれているが、機体周りの解析例は見受けられず、地面効果の影響がどの位の高度まであるかはよく分かっていない。よって、本研究では計算空間は大きめに取り、機体全体について考察する。

計算空間は4つの格子領域に分け、計算格子点数は次のようにした。

- 1) 右翼格子領域: $47 \times 79 \times 20 = 74,260$ 点
 - 2) 左翼格子領域: $47 \times 79 \times 20 = 74,260$ 点
 - 3) 本体格子領域: $85 \times 101 \times 40 = 343,400$ 点
 - 4) 全体格子領域: $99 \times 79 \times 69 = 539,649$ 点
- なお、格子点数の合計は 1,031,569 点である。

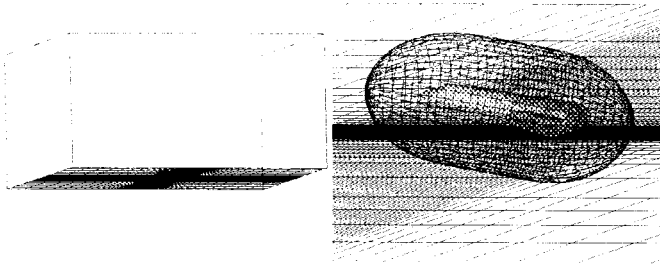


図2 全体格子領域

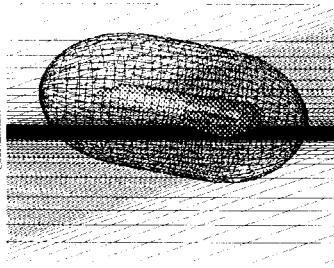


図3 各格子領域の配置

全体格子領域を図2に示し、ロケットプレーン付近を拡大して図3に示す。

4.2 解析条件

地面効果の影響を調べるため、ロケットプレーンの重心高度(10m, 15m, 20m, 25m, 30m)と迎角(-5deg, 0deg, 5deg, 10deg)をパラメータとして解析した。具体的には、流れ場の様子を調べるとともに、揚力係数と抗力係数を算出した。解析では、ロケットプレーンと海面を計算空間に固定し、マッハ数 0.5 の一様流を与えた。境界条件は、海面、ロケットプレーン壁面上の境界条件として滑りなし壁面境界条件を与え、流入条件は一様流に固定し、その他の全体領域格子の外側境界は物理量を外挿した。

なお、本章で使用した大型計算機は、8GFLOPS の演算性能を持つベクトル型のプロセッサ(PE)12台から構成されている富士通 VPP800/12 (総合ピーク性能 96 GFLOPS)の1PEである。各パラメータでの解析時間は、CPU時間で20時間で、全てのパラメータの解析時間は、のべ400時間であった。

4.3 解析結果

図4と図5に空力係数を迎角に対してプロットしたものを、図6と図7に重心高度に対してプロットした解析結果を示す。なお、図中に示す無次元化高度は、機体長で無次元化した高度である。

なお、高度 10m 迎角10deg の場合については、格子の領域の問題から計算できなかった。

図5から図7より、揚力係数については、重心高度 10m で小さめに出ており、重心高度 15m で最大値をとる。そして、25m 付近で収束する。抗力係数については地面効果による影響はあまり見られない。そして、揚力係数のデータは、重心高度 25m や 30m には、ほぼ一致しており、地面効果の影響があるのは、せいぜい重心高度 20m 付近までであり、重心高度、25m 付近では通常飛行の状態と判断して良いことを示している。ロケットプレーン離陸時について考えてみると、離陸時のロケットプレーンの重心高度は 30m 付近であるので、離陸時には海面による地面効果の影響は考慮する必要がない。しかし、エクランプレーンの重心高度とロケットプレーンの重心高度の差は

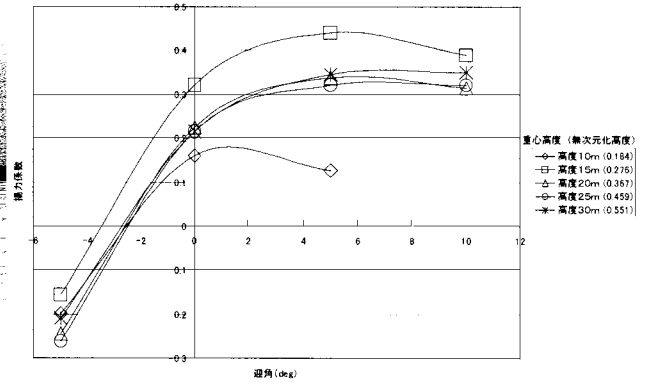


図4 揚力係数と迎角の関係

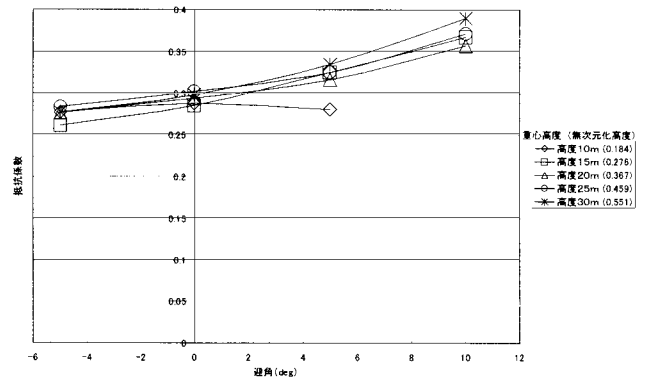


図5 抵抗係数と迎角の関係

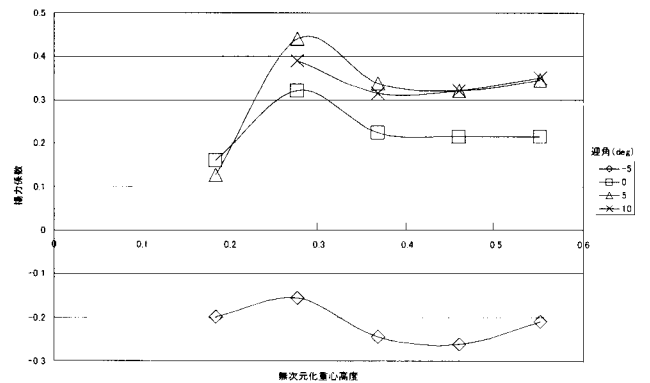


図6 揚力係数と重心高度の関係

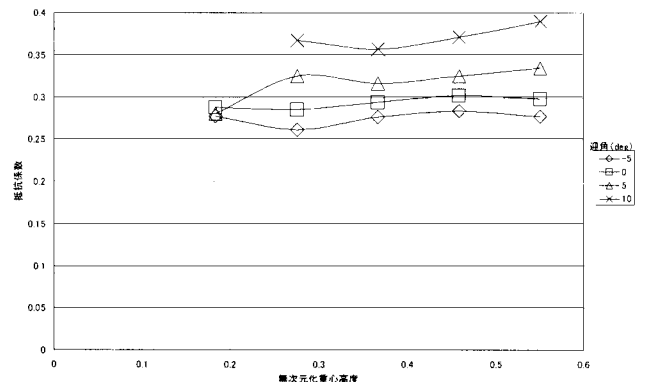


図7 抵抗係数と重心高度の関係

約15mなので、エクラノプレーンとの空力干渉が起こる可能性がある。

ここで、揚力係数の方に大きな影響が見られ、抗力係数には大きな影響は見られないのは、空力係数の成分が、圧力による成分と、粘性摩擦による成分の2つに分けられ、圧力による成分の方が圧倒的に大きいからである。その様子の一例は表3に示される。粘性ありの空力係数は、圧力による成分と、粘性摩擦による成分の合計になり、粘性なしの空力係数は、圧力による成分のみの値となる。

表3 空力係数への粘性の影響
(重心高度 30m・迎角 10deg)

	粘性あり	粘性なし	粘性あり/粘性なし
揚力係数	0.350	0.357	0.980
抗力係数	0.390	0.361	1.080

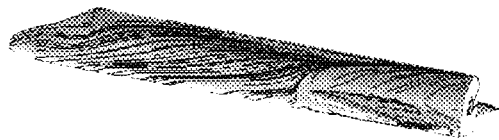


図8 擬似オイルフロー

図8の擬似オイルフロー(高度 10m, 迎角 15deg)では、ロケットプレーン本体上において翼前縁付近から大きな剥離が始まる事がわかる。翼面上の流れは、迎角が大きければ剥離点が前方に、小さければ後方に移動する。また、空気密度と圧力はロケットプレーンの機首と翼の前縁と後縁で高くなる傾向があり、ロケットプレーン本体後部で低くなる傾向がある。

図5に示す抗力係数については、重心高度 10m で小さめに出ている。それは、ロケットプレーン後部の空気の回り込みの違いと、それによって現れる、低圧の領域の違いで説明できる、例として、図9に高度 10m 迎角 5deg の場合(a)と、高度 30m 迎角 5deg の場合(b)を示す。(a)の方が地面の影響により、回り込む空気の速度が遅く、低圧の領域も小さい、(b)は地面の影響がないため、回り込む空気の速度が速く、低圧の領域が大きい。

5. 離陸時特性について

5.1 解析モデル

本節では、ロケットプレーン離陸時の状況を再現するため、エクラノプレーンを考慮して解析を行った。

計算空間は6つの格子領域に分け、計算格子点数は次のようにした。

- 1) 右翼格子領域 : $47 \times 79 \times 25 = 92,825$ 点
- 2) 左翼格子領域 : $47 \times 79 \times 25 = 92,825$ 点

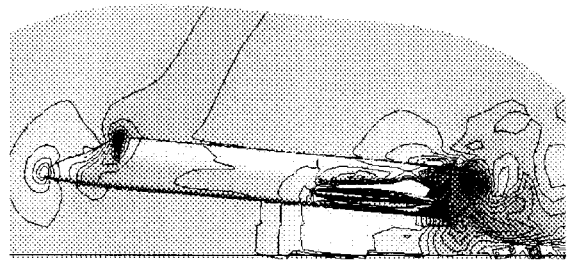


図9 等圧力線図 (a)高度 10m 迎角 5deg

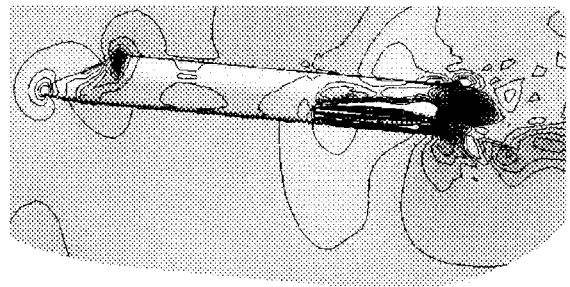


図9 等圧力線図 (b)高度 30m 迎角 5deg

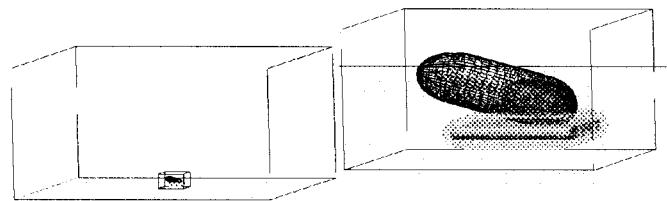


図10 全体格子領域

図11 各格子領域の配置

- 3) 本体格子領域 : $85 \times 101 \times 25 = 214,625$ 点
 - 4) 中央翼格子領域 : $76 \times 119 \times 25 = 226,100$ 点
 - 5) 中間格子領域 : $123 \times 123 \times 50 = 756,450$ 点
 - 6) 全体格子領域 : $120 \times 131 \times 69 = 1,084,680$ 点
- なお、格子点数の合計は 2,467,505 点である。

全体格子領域を図10に示し、中間格子領域付近を拡大して図11に示す。

5.2 解析条件

ロケットプレーン/エクラノプレーン システムのシステム構想では離陸時の状態は、エクラノプレーンの迎角が 0deg、重心高度が海面から 15m とし、ロケットプレーンの迎角は 15deg、重心はエクラノプレーンの重心に高度を除き一致させると想定している。ここでは、エクラノプレーンからの干渉と地面効果の影響を、ロケットプレーンの迎角(0deg, 5deg, 10deg, 15deg)をパラメータとして解析した。具体的には、流れ場の様子を調べ、その結果より、揚力係数と抗力係数を求めた。

離陸時の状態は、ロケットプレーンとエクランプレーンそして海面は計算空間に固定し、マッハ数 0.5 の一様流を与えた。境界条件は、海面、ロケットプレーン壁面上、エクランプレーン壁面上の境界条件としては滑りなし壁面境界条件を与え、流入条件は一様流に固定し、その他の全体領域格子の外側境界は物理量を外挿した。

なお、本研究で使用した大型計算機は富士通 VPP800/12 の 1PE である。各パラメータでの解析時間は、CPU 時間で20時間で、全てのパラメータの解析時間は、のべ80時間であった。

5.3 解析結果

本節では解析によって得られた離陸時の空力係数の値をまとめた結果を示す。

図12に揚力係数を示し図13に抵抗係数の解析結果を示す。

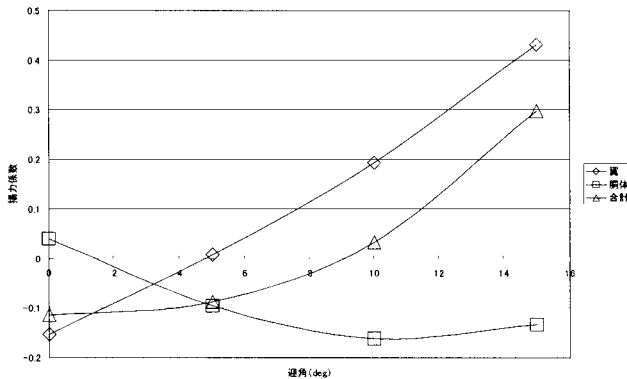


図12 揚力係数

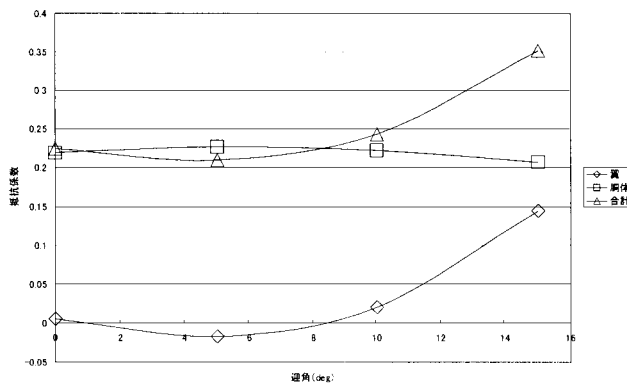


図13 抵抗係数

図12, 13より、揚力係数は迎角 5deg 以下では負の値であり、揚抗比は迎角 9deg 以下では負の値である。よってロケットプレーン打ち上げ前の巡航時は負の揚力が働くことが想定される。よって離着陸機構設計にはこれを想定する必要がある。

前節はロケットプレーンの重心高度を固定し、その重心高度を基準として機体姿勢角をとっているが、本節においては、エクランプレーンとロケットプレーンの重心位置を合わせて機体姿勢角をとっているため、一概には比べられないが、本節の迎角 0deg の状態は、前節の高度 10m、

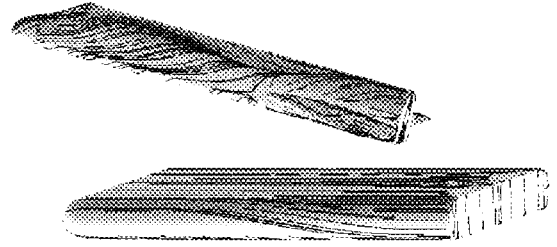


図14 擬似オイルフロー

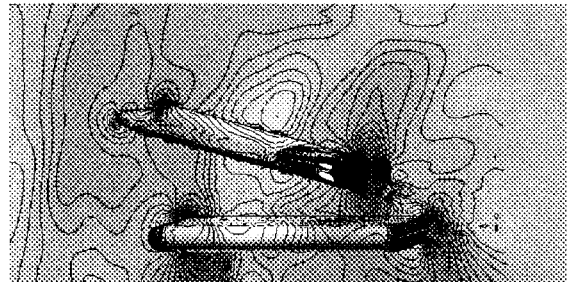


図15 圧力分布

迎角 0deg の計算結果に相当する。本節の迎角 0deg の値を見ると揚力係数は負の値になっており、4節の高度 10m の場合、迎角 0deg からの結果で揚力係数が減少しているのは傾向から見て正しいといえる。

また、前節でも述べたように、地面効果は通常、揚力係数を増加させ抗力係数を減少させるように働くが、エクランプレーンとロケットプレーンの相対高度差がある少ないと揚力係数が減少するため、離陸時の打ち上げ高度と機体姿勢角は適切に選ぶ必要がある。

また、図12からは、離着陸時のように、エクランプレーンとロケットプレーンの相対高度差が小さい場合は、空力干渉の影響により、低迎角の領域ではうまく揚力が出ないが、高迎角の領域で失速が遅れる傾向が見られる。

図14に迎角 15deg の擬似オイルフローの流れ場を示す。図から、ロケットプレーンの翼を通過した空気は、エクランプレーンに衝突する。図15の圧力分布を見てもエクランプレーン中央翼上面後部は圧力が若干高めになっている。よって、エクランプレーンは単独で飛んでいるときよりも、頭上げのモーメントが働くことが予想できる。しかし、実際のエクランプレーンは図1に示したとおり中央翼の左右にタンクがある双胴型のため、オイルフローの結果のようにエクランプレーン中央翼上で左右に空気が流れないため、さらにエクランプレーン上の圧力は上昇するものと思われる。

6. まとめ

- 本研究で使用したロケットプレーンの零揚力角は、およそ -3deg 付近である。
- 地面効果の影響は、ある高度以下では揚力を減少させ、そしてある高度以上で揚力を増加させる。そして、だんだん通常飛行状態に収束していく。本研究で使用したロケットプレーンの場合、揚力を減少させる高度と、増

加させる高度の境界は 15m 付近であり、通常飛行と判断して良い高度は 25m 付近である。

- ・相対高度差が小さい場合は、地面効果の影響により、低迎角の領域ではうまく揚力が出ないが、高迎角の領域で失速が遅れる傾向が見られる。
- ・ロケットプレーン離陸時については、ロケットプレーンに関しては、海面からの地面効果の影響は考慮する必要がない。しかし、エクランプレーンからの空力干渉の影響は考慮する必要がある。エクランプレーンに関しては、海面からの地面効果を考慮しなければならない。
- ・地面効果の影響圏内で、揚力係数と抗力係数を比べると、揚力係数の方に大きな影響が見られ、抗力係数には大きな影響は見られない。
- ・ロケットプレーンの離陸時、再接触を避けるために、打ち出し時の高度と機体姿勢角を適切に選ぶ必要がある。特に、離陸直後はエクランプレーンとロケットプレーンの相対高度差が小さいので、ロケットプレーンの迎角が低くなる場合は、揚力が急激に減少し、再接触する可能性が残されている。

7. 結言

本研究で、ロケットプレーン/エクランプレーン システムの宇宙往還機設計や離着陸機構設計のために、地面効果の影響を考慮したロケットプレーン離陸時の空力特性について調べ、地面効果の影響が明らかした。これらの結果より、離陸前および離陸時における地面効果を考えた時に機体に働く空気力と打ち上げ時の擾乱力の傾向が推定でき、離陸時の宇宙往還機のフライトダイナミクスについての検討は行なえた。しかし、空力係数のデータは、高度 5m から 30m、迎角は 0deg から 10deg 間でしか計算されていない。よって、広範囲の領域でパラメータを増やして計算することで、ロケットプレーンの空力係数も推定でき、さらに、より詳細な地面効果の影響が把握できるであろう。また、本研究は、ロケットエンジンの影響については考慮されていないが、ロケットエンジンの影響を考慮することで、ロケットプレーン後部の剥離領域の流れ場は大きく変わるものと思われる。

8. 謝辞

本研究は平成 12 年度宇宙科学研究所宇宙科学企画情報解析センター大型計算機利用共同研究の一環として行われ、大型計算機富士通 VPP800/12 を使用させていただいた。ここに関係各位に対して感謝の意を表します。また、貴重な御助言を頂戴いたしました宇宙科学研究所藤井研究室の方に感謝いたします。

9. 参考文献

- [1] N. Tomita, D. Tsurumaru, A. V. Nebylov, Y. Ohkami: A Study of Horizontal Launch Single Stage Aerospace Plane, 1998 ISAS 8th

workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, p.178-184, 1998

- [2] 森本智純: 有翼ロケット離陸時のフライトダイナミクス解析, 平成8年度武蔵工業大学院修士論文, 1997年
- [3] 斎藤雄一: 水平打ち上げ式宇宙往還機の飛行特性に関する研究, 平成10年度武蔵工業大学修士論文, 1999年
- [4] 岸田隆: 高速有翼飛行体の機体ダイナミクスに関する研究, 平成8年度武蔵工業大学卒業論文, 1997年
- [5] Vinokur, M.: Conservation Equations of Gas-Dynamics in Curvilinear Coordinate Systems, J. of Computational Physics, Vol.14, pp.105-125, 1974
- [6] Roe, P. : Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Difference Schemes, J. of Computational Physics, Vol.43, pp.357-372, 1981
- [7] Van Leer, B. : Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. V. A Second Order Sequel to Godunov's Method, Vol.23, pp.276-299, 1979
- [8] Fujii, K. and Obayashi, S. : J of Aircraft, Vol. 26, No. 12, pp.1123-1129, 1989
- [9] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K. : Improvement in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm, AIAA Paper, No. 86-0338, 1986
- [10] Baldwin, B. S. and Lomax, H. : Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper, No. 78-257, 1978
- [11] Fujii, K. : Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm, J. of Computational Physics, Vol. 118, pp. 92-108, 1995
- [12] Steger, J. L. and Rizk, Y. M. : Generation of Three-Dimensional Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Differential Equations, NASA TM-86753, 1985
- [13] William M. Chan and Joseph L. Steger : A GENERALIZED SCHEME FOR THREE-DIMENSIONAL HYPERBOLIC GRID GENERATION, AIAA-91-1588-CP