

滑走による月惑星表面の移動機構に関する研究

提 出 日 令和元年 8 月 8 日
指 導 教 員 澤井 秀次郎 教授
所 属 総合研究大学院大学
物理科学研究科 宇宙科学専攻

江口 光

Abstract

In recent years, a number of planetary landing missions have been actively conducted. In Japan, ISAS/JAXA is developing, a small lunar lander named “Smart Lander for Investigating Moon (SLIM)” , aiming for frequent touchdown missions in planetary exploration. Development of small landers is expected to be one of the key points to increase the number of landing missions in the future. However, a small lander such as SLIM has difficulties to maintain exploration ability after the landing. Narrow weight restrictions tend to limit the equipment capacities, such as rovers or optical cameras, on board the lander. To solve this problem, a mobility system using skid-sliding to improve exploration ability for a small lander is proposed. The system enables a small lander to move on planetary surface by skid-sliding using skids and thrusters of the propulsion subsystem of the lander. In some cases, including SLIM, this mobility system is advantageous because the lander does not need an additional propulsion subsystem other than the original one. Furthermore, SLIM has planned a special landing approach named “two-step landing method” . In the landing method, the lander is turned over, and lands on planetary surface using legs attached to the side of the lander’s body. This turning motion changes the direction of the main-thruster horizontal to the ground. Therefore, the lander can slide on planetary surface using skids attached on legs and thruster force. In this research, the usability of the mobility system by numerical simulations and experiments is shown.

The steering methods of this mobility system are inspired from conventional skiing theories. In snow ski, a skier slides on the snow surface in each direction using reaction force by changing ski board attitude and shifting body weight. This research also uses ski techniques such as skid attitude change and weight shifting of the lander for skid-sliding the lander. The skid-sliding methods proposed in the research are “weight loading change turn” and “thruster force turn” . These skid-sliding methods are evaluated by numerical simulations.

In numerical simulations for skid-sliding, a reaction force model between skid and soil is important, because the reaction force directly affects the skid-sliding motion. There are some reaction force models in the research field of exploration rover and snow ski turn. However, since these models are limited to two-dimensional motion or the reaction force model between ski and snow, the applicability is not validated for skid-sliding on soil ground. Therefore, a reaction force model between a skid and soil ground has been developed by an experiment. The guideline for generating the reaction force model is to build a model that has the skid attitude and skid load, which are important parameters in ski turn, as parameters. To meet this requirement, an experimental system with skid attitude and skid load as experiment parameters was built. This experimental system moves a weight loaded aluminum plate on a soil surface and measures reaction force between the aluminum plate and the soil ground by a load cell attached to the aluminum plate. The aluminum plate is a substitute for the skid and the attitude can be adjusted. From this experiment results, it can be found that the reaction force in the direction of the soil surface is proportional to the load and has the same graph tendency regardless of the load when the plate attitude is the parameter. Furthermore, the reaction force in the direction perpendicular to the soil surface is about the same as the load applied to the plate regardless of the plate attitude. For these reasons, the reaction force model in the direction of the soil surface is expressed as the product of a reaction force function and the reaction force in the direction perpendicular to the soil surface. The reaction force function was obtained by normalizing the reaction force in the direction of the soil surface by plate load and fitting it by polynomial approximation.

A skid-sliding experiment was conducted in order to verify the reaction force model. In the skid-sliding experiment, a small skid-sliding model was slid on a soil surface at a constant speed by pulling the model by an electric cable winch, and a reaction force was measured by a load cell attached to the model's skid. As a result of the experiment, it was confirmed that the reaction force acting on the skid when sliding on the soil surface at a constant speed was in good correlation with the value of the reaction force model. From this experiment, the validity of the reaction force model was shown.

In a skid-sliding simulation by numerical analysis, the simulation and the skid-sliding performance for a small lander was validated. The lander model for the simulation was constructed based on SLIM. In this simulation, we evaluated the turn method proposed in this study and identified the factors for improving the skid-

sliding performance. As a result, it was confirmed that the proposed turn methods can turn in the targeted direction, and the effectiveness of the proposed turn methods was shown. Furthermore, the effects of the skid attitude and skid position on the turn were clarified.

In order to verify the skid-sliding simulation program, we performed skid-sliding experiments using the “weight loading change turn” proposed in this study, and then conducted skid-sliding simulations under the experimental conditions. The experimental setup is that a skid-sliding model slides on a sand slope by thrust force of ducted fans. In the experiment, the skid-sliding experiment model was turned by the proposed turn method, and the motion of the skid-sliding was measured by a motion capture system, and the reaction force of the skid was measured by a load cell attached to the skid. In order to compare the experiment with the simulation, we performed skid-sliding simulations under the skid-sliding experiment conditions. By comparing the results of the experiments and the simulations, it was found that the tendency of the skid-sliding motion and the reaction force acting on the skid of the experimental results and the skid-sliding simulations agree well. As a result, the validity of the skid-sliding simulation was shown.

In this study, the mobility system using skids and skid-sliding methods was proposed and its validity was shown by numerical analysis and experiments. Furthermore, the usability of the skid-sliding mobility system as a proposal to improve the exploration ability of a small lander was demonstrated.

目次

Abstract	iii
第 1 章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.2 滑走を利用した惑星表面移動機構の提案	4
1.3 小型着陸機のそり滑走移動と再浮上移動の推薬消費量の比較	6
1.4 関連する研究	11
1.5 滑走移動と従来の移動方法の比較	14
1.6 本研究の目的と研究課題	16
1.7 本論文の構成	17
第 2 章 そり滑走のための機体案とそり滑走方法の提案	19
2.1 スキーの滑走理論	19
2.2 小型スキー模型実験による地面の特性変化によるターン方向変化	26
2.3 小型着陸機のためのそり配置案	29
2.4 小型着陸機のそり滑走のためのターン方法	32
第 3 章 そりと砂の反力モデル	35
3.1 従来の移動機構と地面の反力モデル	35
3.2 本研究に要求されるそりと砂の反力モデル	40
3.3 そりに作用する反力モデル構築実験	41
3.4 反力モデルのモデル化	50
3.5 反力モデルの妥当性評価実験	53
第 4 章 小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーション	71
4.1 そり滑走シミュレーションの数値解析手法	72
4.2 小型着陸機モデル	82

4.3	そり滑走性の評価方法	83
4.4	提案するターン方法の評価	86
4.5	そり姿勢がそり滑走性に与える影響	94
4.6	そり位置がそり滑走性に与える影響	117
4.7	左右そりの姿勢角差によるターン	139
4.8	小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーションのまとめ	149
第 5 章	そり滑走シミュレーションの妥当性評価	151
5.1	小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験	151
5.2	小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーション	166
5.3	そり滑走シミュレーションの妥当性評価のまとめ	183
第 6 章	結論	185
6.1	まとめと成果	185
6.2	今後の課題と将来展望	187
	謝辞	189
	参考文献	191

目次

1.1	小型月着陸実証機 SLIM	2
1.2	SLIM の機体形状	3
1.3	2 段階着陸方式	4
1.4	そりを付加した小型着陸機	5
1.5	そりを付加した小型着陸機による 2 段階着陸とそり滑走による惑星表面 移動	5
1.6	垂直着陸機体の再浮上移動	7
1.7	そり滑走移動におけるスラスト噴射区間	9
1.8	そり滑走移動と再浮上移動による推薬消費量の比較	10
1.9	Lunokhod	12
1.10	Lunokhod wheel	12
1.11	Sojourner	12
1.12	Mars Exploration Rover	12
1.13	Curiosity	12
1.14	Rocker-Bogie Suspension	12
1.15	Prop-M rover	13
1.16	MINERVA	13
1.17	EUROLUNA Rover	14
2.1	スキーターンの種類	20
2.2	スキーヤーによるスキー板操作	22
2.3	スキー板のエッジ角の効果	22
2.4	スキー板の迎角の効果	23
2.5	スキー板の形状と各部名称	24
2.6	スキーターンの力学	25
2.7	スキー模型	27

2.8	スキー模型の角付け角，回旋角と錘 200g の取り付け位置	27
2.9	毛布上でのスキー模型のターン	28
2.10	砂上でのスキー模型のターン	28
2.11	スキー板の反力方向変化によって変わるターン方向	29
2.12	そり配置と旋回モーメントの向き	31
2.13	本研究で提案する機体案	32
2.14	そり荷重ターンのそり配置とスラスト推力方向	33
2.15	右そり荷重による右ターン	33
2.16	スラスト推力ターンのそり配置とスラスト推力方向	34
2.17	左サブスラスト推力による右ターン	34
3.1	車輪に作用する垂直応力とせん断応力	36
3.2	RFT 概要図	38
3.3	噴流抵抗力	39
3.4	平板と砂の反力計測実験システム	41
3.5	平板と砂の反力計測実験システムの計測部	42
3.6	平板の姿勢角調整	42
3.7	トンボによる砂表面の平坦化	44
3.8	平板と砂の反力計測実験の結果. エッジ角 $\phi=45[\text{deg}]$, 迎角 $\theta=45[\text{deg}]$, 荷重 $W=1.0[\text{kg}]$	45
3.9	各荷重条件の平板に作用する反力と沈み込み深さの計測結果. エッジ角 $\phi=45[\text{deg}]$	46
3.10	平板に作用する反力と沈み込み深さ. エッジ角 $\phi=10\sim80[\text{deg}]$, 迎角 $\theta=0\sim90[\text{deg}]$, 荷重 $W=1[\text{kg}]$	47
3.11	平板の任意の姿勢における α_X^{exp} , α_Y^{exp}	50
3.12	平板の任意の姿勢における α_X^{avr} , α_Y^{avr}	51
3.13	多項式近似式によりフィッティングした関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$	52
3.14	反力モデル妥当性評価実験の実験概要図	53
3.15	宇宙探査実験棟	54
3.16	モーションキャプチャシステム	55
3.17	小型そり滑走実験機に取り付けたマーカーと解析ソフト上のマーカー	56
3.18	キャリブレーションスクウェア	56
3.19	小型そり滑走実験機	57
3.20	前そりの形状	57
3.21	電動ウインチ (育良精機 CW-IV400)	58

3.22	反力モデル妥当性評価実験の座標系	60
3.23	反力モデル妥当性評価実験における小型そり滑走実験機のそり滑走 . . .	61
3.24	反力モデル妥当性評価実験における小型そり滑走実験機の機体速度と姿 勢とそりの反力	62
3.25	反力モデル妥当性評価実験の実験結果と反力モデルによる反力の比較 . .	64
3.26	前そり反力計測実験	66
3.27	前そり反力計測結果. エッジ角 $\phi = 0[\text{deg}]$	67
3.28	エッジ角 $\phi = 0[\text{deg}]$ の比例係数 α_X^{exp} , α_Y^{exp}	68
3.29	多項式近似によりフィッティングした前そり反力関数 $\alpha_{Xf}(\phi, \theta)$, $\alpha_{Yf}(\phi, \theta)$	70
4.1	そり滑走シミュレーションにおける座標系の定義	72
4.2	数値解析の流れ	74
4.3	そりの接触判定	75
4.4	シグモイド関数	78
4.5	小型着陸機モデル	82
4.6	ターン方位角 β と旋回半径 R	84
4.7	ターン方位角 β の求め方	84
4.8	移動距離 L と機体 X_b 軸方向そり反力 F_S	85
4.9	そり荷重ターンによる右ターン運動	88
4.10	そり荷重ターンにおける機体移動軌跡と速度ベクトル	88
4.11	そり荷重ターンのターン方位角 β	89
4.12	そり荷重ターンの旋回半径 R	89
4.13	そり荷重ターン時に機体に作用する旋回モーメント	89
4.14	そり荷重ターン時の各そりに作用する Z_b 軸方向反力 F_Z	89
4.15	スラスト推力ターンによる右ターン運動	91
4.16	スラスト推力ターンにおける機体移動軌跡と速度ベクトル	91
4.17	スラスト推力ターンのターン方位角 β	92
4.18	スラスト推力ターンの旋回半径 R	92
4.19	スラスト推力ターン時に機体に作用する旋回モーメント	92
4.20	スラスト推力ターン時の各そりに作用する Z_b 軸方向反力 F_Z	92
4.21	そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンのターン方位角 β . .	96
4.22	そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンの旋回半径 R	97
4.23	スラスト推力ターンのターン方位角 β	99
4.24	スラスト推力ターンの旋回半径 R	100

4.25	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡	102
4.26	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡	103
4.27	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡	103
4.28	そり姿勢をパラメータとしきたときの機体 X_b 軸方向そり反力 F_S	104
4.29	そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡	106
4.30	そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡	106
4.31	そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡	107
4.32	そり姿勢をパラメータとしたときの直進性評価における機体 Z_b 軸回りの角速度 ω_Z	108
4.33	自動車の外乱に対する走行安定性評価のための車両特性	110
4.34	そり反力の合力の着点と向きによる旋回モーメント方向の関係	111
4.35	そりの合力 F の着点と旋回モーメントの関係	112
4.36	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値 . . .	114
4.37	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値 . . .	114
4.38	左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値 . . .	114
4.39	左右そりの姿勢角による前そり荷重の変化	115
4.40	左右そりの反力による前そり荷重の増加	115
4.41	左右そりの姿勢角による前後そりの旋回モーメント	115
4.42	本論文の小型着陸機モデルの通常そり位置	117
4.43	そり位置を変化させた機体	117
4.44	そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンのターン方位角 β . .	120
4.45	そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンの旋回半径 R	121
4.46	そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンのターン方位角 β .	123
4.47	そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンの旋回半径 R . .	124
4.48	通常そり位置機体の直進運動における機体移動軌跡	126
4.49	前そりの前後位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡	127
4.50	左右そりの前後位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡	127
4.51	左右そりの左右位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡	128
4.52	そり配置をパラメータとしたときの機体 X_b 軸方向そり反力 F_S	129

4.53	通常そり位置機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡 . . .	132
4.54	前そりの前後位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡	132
4.55	左右そりの前後位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡	133
4.56	左右そりの左右位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡	133
4.57	そり配置をパラメータとしたときの外乱に対する直進性評価における機体 Z_b 軸回りの角速度 ω_Z	134
4.58	通常のそり位置機体条件におけるそり合力の着力点座標値	136
4.59	前そりの前後位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着力点座標値	136
4.60	左右そりの前後位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着力点座標値	137
4.61	左右そりの左右位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着力点座標値	137
4.62	右そりの角付け角調整	139
4.63	右そり角付け角 15[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル	141
4.64	右そり角付け角 15[deg] のそり滑走における旋回モーメント	142
4.65	右そり角付け角 45[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル	143
4.66	右そり角付け角 45[deg] のそり滑走における旋回モーメント	144
4.67	右そりの回旋角調整	145
4.68	右そり回旋角 15[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル .	146
4.69	右そり回旋角 15[deg] のそり滑走における旋回モーメント	146
4.70	右そり回旋角 45[deg] のそり滑走における機体移動軌跡	147
4.71	右そり回旋角 45[deg] のそり滑走における旋回モーメント	147
5.1	小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の概要図	152
5.2	そり荷重ターンのための左そり上部への錘搭載	152
5.3	ターン評価のためのターン方位角 β	153
5.4	ダクテッドファンを搭載した小型そり滑走実験機	155
5.5	ダクテッドファン推力計測システム	156
5.6	ダクテッドファン推力計測	156
5.7	小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の座標系定義	158
5.8	小型そり滑走実験機の直滑降運動	159
5.9	小型そり滑走実験機の右そり荷重による右ターン運動	159

5.10	小型そり滑走実験機の左そり荷重による左ターン運動	160
5.11	小型そり滑走実験機の直滑降運動の実験結果	161
5.12	小型そり滑走実験機の右ターン運動の実験結果	162
5.13	小型そり滑走実験機の左ターン運動の実験結果	163
5.14	そり滑走実験機の各部寸法	167
5.15	シミュレーション上の小型そり滑走実験機モデル	171
5.16	直滑降のケースにおける機体運動の様子	172
5.17	直滑降のケースにおけるそり滑走実験とそり滑走シミュレーションの比較	173
5.18	錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおける機体運動の様子	174
5.19	錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおけるそり滑走実験 とそり滑走シミュレーションの比較	175
5.20	錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおける機体運動の様子	176
5.21	錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおけるそり滑走実験 とそり滑走シミュレーションの比較	177
5.22	砂斜面の斜度 15[deg] の場合の右ターンのケースにおけるそり滑走シ ミュレーションとそり滑走実験の比較	180
5.23	砂斜面の斜度 15[deg] の場合の左ターンのケースにおけるそり滑走シ ミュレーションとそり滑走実験の比較	181

表目次

1.1	再浮上移動とそり滑走移動による推薬消費量計算の条件	6
1.2	車輪を利用した惑星探査ミッション	11
1.3	滑走移動と従来の移動方法の比較	15
3.1	平板と砂の反力計測実験システムの仕様	43
3.2	反力モデル構築実験の実験パラメータ	44
3.3	関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$ の多項式近似式係数	52
3.4	関数 $\alpha_Y(\phi, \theta)$ の多項式近似式係数	52
3.5	反力モデル妥当性評価実験の実験機器の仕様	58
3.6	反力モデル妥当性評価実験の実験条件	59
3.7	前そり反力計測実験の実験パラメータ	65
3.8	前そり反力関数 α_{Xf} の多項式近似式係数	69
3.9	前そり反力関数 α_{Yf} の多項式近似式係数	69
4.1	補正係数 $C_s(V)$ のパラメータ設定値	78
4.2	小型着陸機の機体設定	82
4.3	そり荷重ターンとスラスト推力ターンのシミュレーション条件	86
4.4	そり姿勢をパラメータとしたときのターン性評価のシミュレーション条件	94
4.5	そり姿勢をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシ ミュレーション条件	101
4.6	そり姿勢をパラメータとしたときの外乱に対するの直進安定性評価のシ ミュレーション条件	105
4.7	そり位置をパラメータとしたときのターン性評価のシミュレーション条件	118
4.8	そり位置をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシ ミュレーション条件	125
4.9	そり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定証評価のシ ミュレーション条件	130

4.10	左右そりに角付け角差をつけたときのシミュレーション条件	140
4.11	左右そりに回旋角差をつけたときのシミュレーション条件	145
5.1	小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験機器の仕様	154
5.2	小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験条件	157
5.3	小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験における砂斜面の斜度 . . .	166
5.4	直滑降のケースにおける機体条件	168
5.5	錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおける機体条件 . . .	169
5.6	錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおける機体条件 . . .	170

第 1 章

序論

1.1 研究背景

1.1.1 惑星探査

惑星探査は、惑星の成り立ちや生命の起源の解明といった科学探求、人類の活動領域の拡大、地球外資源の開拓といった目的のために行われる。この惑星探査は、惑星近傍からのリモートセンシングによる探査、惑星への着陸探査の 2 つに大別できる。リモートセンシングによる探査とは、探査機が惑星の周回軌道より観測装置によって遠隔でその惑星を観測する方法である。惑星への着陸探査とは、探査機が惑星へ着陸し、探査機によるその場観測、もしくは探査機に搭載したローバと呼ばれる移動ロボットにより惑星上を移動探査する方法である。

これまでの惑星探査では、リモートセンシングによる惑星探査により多くの成果を獲得してきた。例えば、地球に最も近い天体である月については、日本の「かぐや」がリモートセンシングによる観測により月全域の観測をおこない多くの科学的成果を得た [1]。さらに月に縦穴が存在することが確認され [2, 3]、この縦穴は科学的に興味深い探査地点であるほか、将来的な月探査のための月面基地建設地点として期待されている [4]。また、米国の Lunar Reconnaissance Orbiter は、月面を 50cm の分解能で観測し、月表面の詳細な環境を明らかにした [5]。このようなりモートセンシングによる惑星探査の成果により、惑星の詳細な環境が明らかとなってきた。これはつまり、惑星の科学的に興味のある地点がより明確になってきたということである。このような背景から、近年では、惑星への着陸探査計画が活発に計画され実施されている。2019 年 1 月には、中国の嫦娥 4 号が月への軟着陸を成功させ、月の裏側の撮影に成功した [6]。さらに、2007 年から 2018 年にかけて Google Xprize 財団による月面着陸探査レースが開催され、各国の民間ベンチャーによって着陸機や惑星探査ローバの開発が行われた [7]。日本国内においては、現

在, ISAS/JAXA が小型月着陸実証機 SLIM(Smart Lander for Investigating Moon) を開発している. また月以外の惑星については, 2014 年 11 月に ESA のフィラエが世界で初めて彗星着陸を実施し [8], 2019 年 2 月には JAXA の「はやぶさ 2」が小惑星リュウグウへの第 1 回目のタッチダウンを成功させた. 今後, 惑星への着陸ミッションはより活発になることが予想される.

1.1.2 小型月着陸実証機 SLIM

SLIM は, 2021 年の打ち上げを目標に, ISAS/JAXA により開発されている小型月着陸実証機である [9]. SLIM の主な目的は以下の 2 点である.

- 有重力天体への高精度着陸技術の獲得
- 将来的に高頻度な惑星探査を可能とする小型軽量で低リソースな着陸機の開発

前項で述べたように, 目標天体の科学的に興味のある地点が明確になってきたことから, 目標探査地点へのピンポイントの着陸探査が求められるようになってきている. この要求は従来の数 km オーダーの着陸精度では達成することが難しく, 数 100m オーダーの高精度着陸技術が必要となる. そのため SLIM では, 目標着陸地点との相対的な自己位置推定をおこない, 自律的な誘導制御により高精度な着陸を目指している.

また, SLIM は機体を低リソースで軽量に構成することにより, 開発期間と開発コストの低減を図っている [10]. 着陸機の重量は高頻度な惑星探査を実現するための大きな要因であり, 機体を小型軽量にすることでロケットの打上げコストの低減, さらに他衛星との相乗り打上げが可能となり, 打上げ自由度が高まることになる. 今後の惑星探査では, SLIM のような小型の着陸機が高頻度に運用されることが期待される.

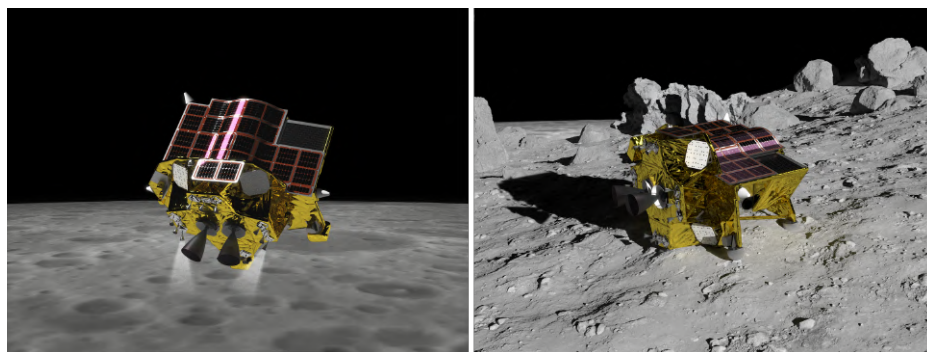


Fig. 1.1 小型月着陸実証機 SLIM. ©JAXA.

2 段階着陸方式

SLIM では，着陸最終フェーズにおいて 2 段階着陸方式と呼ばれる特殊な着陸手法を検討している．ここで 2 段階着陸方式について簡単に説明する．現在の SLIM は Fig. 1.2 に示すような機体形状となっている．この機体形状において，2 段階着陸方式は以下のような着陸ステップをとる (Fig. 1.3)．

- (1) メインスラスタ推力により機体を減速降下させ，高度 3m でホバリング状態とする．
- (2) 姿勢制御用サブスラスタにより機体姿勢を機体側面の補助脚がある側に前傾させ，メインスラスタをカットオフし，機体を自由落下させる．
- (3) 機体の主脚が地面と衝突する．機体落下時の主衝撃力は主脚に取り付けられた衝撃吸収材により吸収される [11]．
- (4) 機体落下姿勢が傾いていたことにより，主脚接地後に機体は前転運動となり，機体側面にある補助脚が地面と接地する．
- (5) 最終的に落下姿勢からおおよそ 90 度傾いた姿勢で着陸静定となる．

この着陸方式の利点は，着陸後の姿勢を重心の低い安定した姿勢とすることができる点，主脚と補助脚の段階的な接地により着陸時の落下エネルギーを消散することができ，着陸脚を簡素な構造にできる点などがある．さらに，森川や河野らの研究 [12,13] によると，この 2 段階着陸方式は急傾斜地に対する着陸安定性が高いことが報告されており，将来的に探査が必要となる惑星のクレータ周辺などの急峻な地点への着陸方式として期待される．

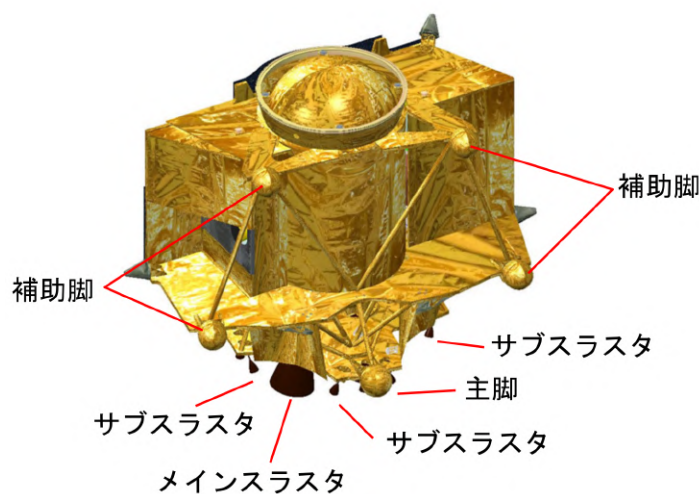


Fig. 1.2 SLIM の機体形状

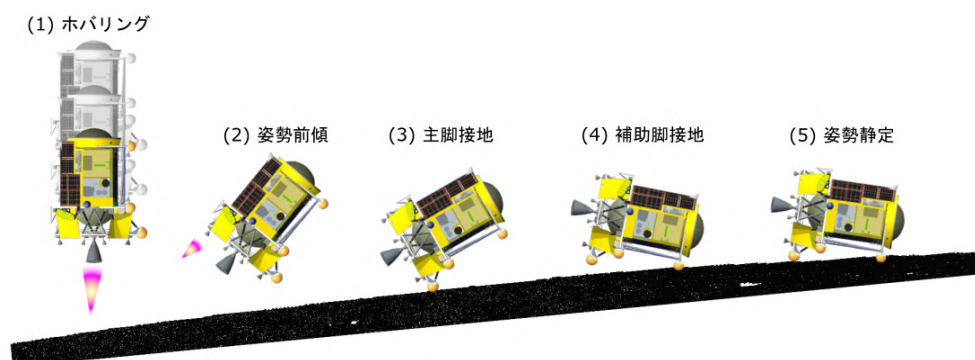


Fig. 1.3 2段階着陸方式

1.1.3 小型着陸機による惑星探査に生じる問題

将来的に高頻度運用が期待される小型着陸機は、その一方で、機体の小型軽量化により生じる問題がある。その一つとして考えられるのが、着陸後の探査である。小型着陸機の着陸後の探査活動は、着陸機に搭載した観測装置やローバにより行われる。しかし、小型着陸機は機体のペイロード容量が小さいため、観測装置やローバも小型軽量化が必要となる [14, 15]。観測装置は小型軽量化に伴い、機能や性能が制限される。またローバは一般的に小型化に伴って移動能力が低下する。さらに、観測装置かローバのどちらかのみを搭載するといったトレードオフ問題が生じる可能性がある。したがって、将来的に高頻度な運用が期待される小型着陸機の着陸後の探査能力を確保する方法が必要である。

1.2 滑走を利用した惑星表面移動機構の提案

本研究では、小型着陸機の着陸後の探査能力向上のために、滑走を利用した惑星表面移動機構を提案する [16, 17]。この滑走を利用した惑星表面移動機構とは、2段階着陸方式を採用している小型着陸機側面の補助脚にそりを付加し、さらに着陸機のスラスト推力を利用することで構成される (Fig. 1.4)。つまり、2段階着陸方式によって小型着陸機はそりが地面に接地した状態で着陸安定状態になり、そこから小型着陸機のスラストを噴き、スラスト推進力によって機体をそり滑走移動させる (Fig. 1.5)。

このそりを利用した惑星表面移動機構の利点は、小型着陸機に新たに付加するものはそりのみのため機体の重量増を極力抑えた上で移動機構を構成できる点、着陸機に既存の推進系を利用することで新たに推進アクチュエータを必要としない点にある。また、化学推進系を採用している小型着陸機は、通常、ミッション成功性を高めるために余剰推薬がある。したがって、着陸時に機体に残存推薬が残っていることは十分に考えられ、残存推薬

を利用することで着陸地点からのそり滑走移動が可能となる。

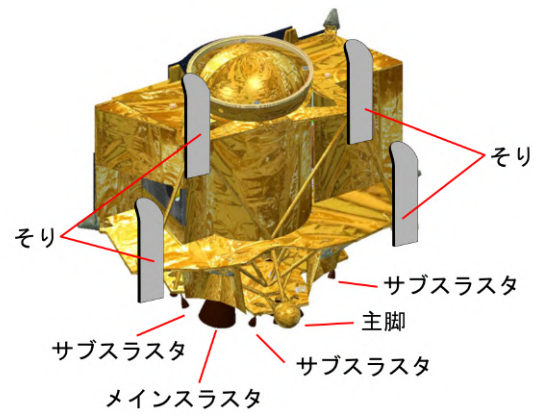


Fig. 1.4 そりを付加した小型着陸機

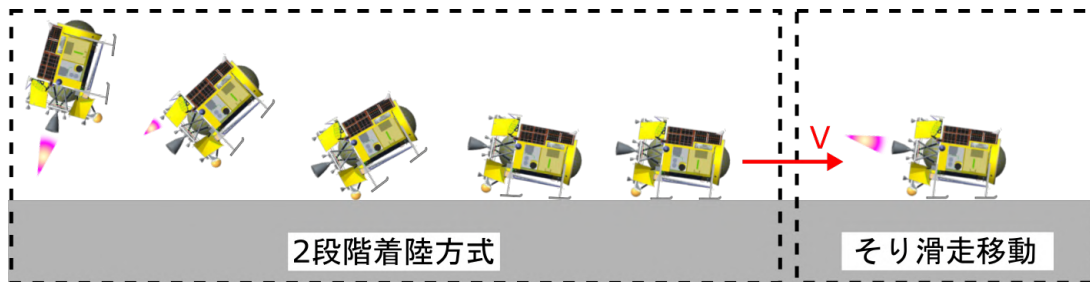


Fig. 1.5 そりを付加した小型着陸機による2段階着陸とそり滑走による惑星表面移動

1.3 小型着陸機のそり滑走移動と再浮上移動の推薬消費量の比較

本節では、本研究で提案するそり滑走移動と、従来の垂直着陸方式を採った着陸機の再浮上移動の移動による推薬消費量を比較することで、そり滑走移動の利点を示す。

従来の一般的な着陸機は垂直着陸方式を採用しており、そのような着陸方式を採る着陸機ミッションでは、着陸後に惑星表面上を移動する手段として着陸機を再浮上させて移動する方法がある。つまり、着陸機のスラスト推力により機体を再浮上させ、さらに補助スラストにより機体姿勢を傾けることで横方向移動し、再度着陸するという方式である。

ここでは、垂直着陸方式を採る小型着陸機の再浮上移動による推薬消費量と本研究の 2 段階着陸方式を利用したそり滑走移動による推薬消費量の比較をおこなう。

再浮上移動とそり滑走移動による推薬消費量計算の条件を Table. 1.1 に示す。推薬消費量 Δm は式 (1.1) により計算される。

Table. 1.1 再浮上移動とそり滑走移動による推薬消費量計算の条件

記号	値	単位	項目
\ddot{x}		[m/s ²]	X 軸方向加速度
\ddot{y}		[m/s ²]	Y 軸方向加速度
F	350	[N]	メインスラスト推力
μ	0.4, 0.6, 0.8, 1.0		地面の摩擦係数
m	150	[kg]	小型着陸機の質量
Δm		[kg]	推薬消費量
g_m	1.62	[m/s ²]	月の重力
g_e	9.81	[m/s ²]	地球の重力
Δv		[m/s]	速度増加量
I_{sp}	320	[s]	比推力

$$\Delta m = \left\{ 1 - \exp \left(\frac{-\Delta v}{g_e \cdot I_{sp}} \right) \right\} m \quad (1.1)$$

1.3.1 再浮上移動による推薬消費量の計算

垂直着陸機体の再浮上移動の方法を以下に示す (Fig. 1.6).

1. はじめに区間 T1 において、メインスラスタを t_{T1} 秒間噴き、機体を再浮上させる．このときの浮上高度は 3m とする．これは SLIM の着陸時自由落下高度 3m を参考とし、T1 の再浮上高度と T5 の自由落下高度が同じになるように設定した．
2. 次に区間 T2 において、補助スラスタにより機体を角度 θ だけ傾け、この姿勢でメインスラスタを t_{T2} 秒間噴き、横方向力 $F \sin \theta$ により機体を横方向移動させる．なお、姿勢変化のための補助スラスタ推薬消費は考慮しない．
3. T3 の区間では、メインスラスタをカットオフし、慣性運動により機体を横方向移動させる．
4. 次に T4 の区間では、区間 T2 とは逆向きに機体を θ だけ傾け、メインスラスタを t_{T4} 秒間噴くことで機体を減速させる．ここでも補助スラスタによる推薬消費は考慮しないこととする．
5. T5 の区間では、垂直状態の機体を高度 3m から自由落下させ、再着陸となる．

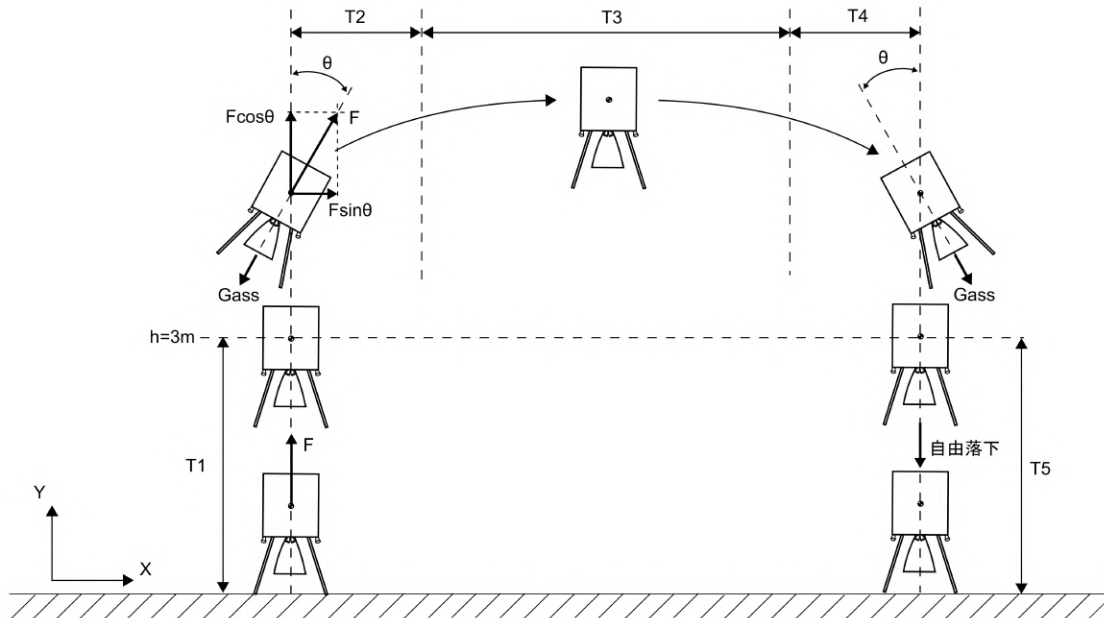


Fig. 1.6 垂直着陸機体の再浮上移動

上記の再浮上移動方法において、メインスラスタを噴射するのは T1, T2, T4 の区間であり、この区間の速度増速量を求め推薬消費量を式 (1.1) から計算する．ここで、機体運動

を計算するための運動方程式を式 (1.2),(1.3),(1.4) に示す．区間 T1 は X 軸方向への移動がないため式 (1.2) のみであり，区間 T2,T4 は式 (1.3),(1.4) に従う．

$$m\ddot{y} = F - mg_m \quad (1.2)$$

$$m\ddot{x} = F \sin\theta \quad (1.3)$$

$$m\ddot{y} = F \cos\theta - mg_m \quad (1.4)$$

噴射時間最小となる姿勢角 θ

区間 T2,T4 については，メインスラスタ噴射時間が最小となる姿勢角 θ を式 (1.3),(1.4) から算出し，推進消費量を計算する．今，区間 T2,T4 メインスラスタ噴射時間 $t(t = t_{T2} = t_{T4})$ とし，区間 T2,T3,T4 の X 軸方向移動距離を x とすると， x は式 (1.3),(1.4) より式 (1.5) のようになる．

$$x = \frac{F}{m^2 g_m} \sin\theta (2F \cos\theta - mg_m) t^2 \quad (1.5)$$

式 (1.5) において， m, g_m, F は定数であり， x も移動したい距離となるため定数である．したがって，変数は t と θ のみである．つまり，式 (1.5) の $\sin\theta(2F \cos\theta - mg_m)$ を最大化すれば， t が最小となる．ここで関数 $f(\theta) = \sin\theta(2F \cos\theta - mg_m)$ の最大化を考える．関数 $f(\theta)$ は $\theta = 0 \sim 90[\text{deg}]$ の範囲では上に凸の関数となる．したがって， $\frac{\partial f(\theta)}{\partial \theta} = 0$ のとき，最大値をとり，これを θ について求めると式 (1.6) のようになる．この式 (1.6) に Table. 1.1 の条件を与えると，メインスラスタの噴射時間最小となる姿勢角は $\theta = 35.68[\text{deg}]$ となる．

$$\theta = \cos^{-1}\left(\frac{mg_m + \sqrt{m^2 g_m^2 + 32F^2}}{8F}\right) \quad (1.6)$$

1.3.2 そり滑走移動による推薬消費量の計算

そり滑走移動の方法を以下に示す (Fig. 1.7).

1. Fig. 1.7 の T1 間だけ，メインスラスタを噴射させて機体をそり滑走させる．
2. Fig. 1.7 の T2 間はメインスラスタの噴射を止め，地面の摩擦抵抗により機体を減速させる．

そり滑走移動の運動方程式を式 (1.7) に示す．Y 軸方向には，運動しないため 1 次元の運動となる．摩擦係数は，0.4, 0.6, 0.8, 1.0 の 4 ケースについて計算をおこなった．これは月表面のレゴリスの摩擦係数がおおよそ 0.7 前後であることから幅を持たせて設定した [18]．この式 (1.7) により機体の増速量を求め，式 (1.1) により推薬消費量を求める．

$$m\ddot{x} = F - \mu mg_m \quad (1.7)$$

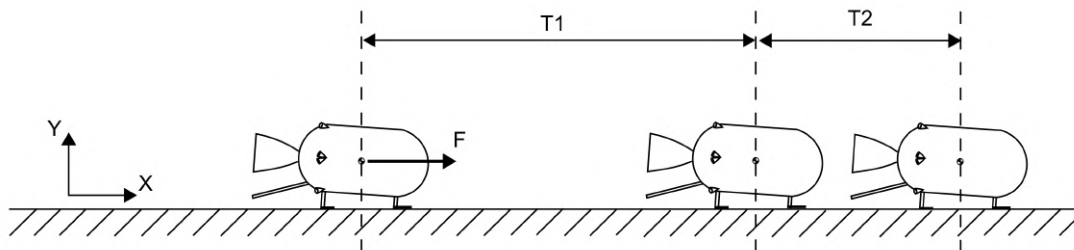


Fig. 1.7 そり滑走移動におけるスラスタ噴射区間

1.3.3 再浮上移動とそり滑走移動の推薬消費量の比較

垂直着陸機体の再浮上移動による推薬消費量とそり滑走移動による推薬消費量の結果を Fig. 1.8 に示す．Fig. 1.8 より，全ての摩擦係数の条件において，そり滑走移動のほうが再浮上移動よりも推薬消費が少ないという結果となった．したがって，垂直着陸機体による再浮上移動よりも 2 段階着陸とそり滑走移動を組み合わせた手法の方が推薬消費量の面では有利となる．

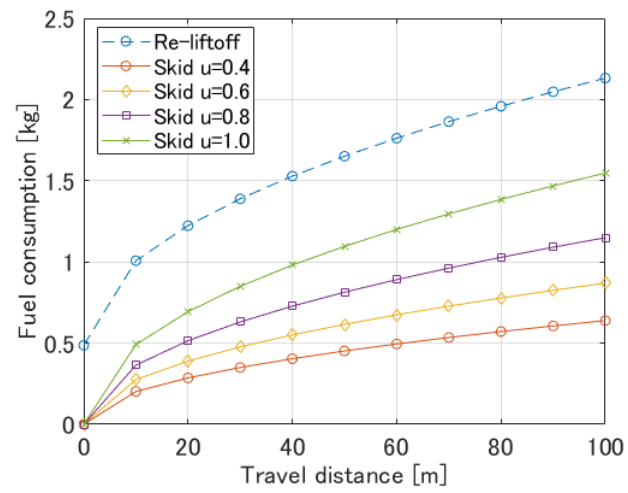


Fig. 1.8 そり滑走移動と再浮上移動による推薬消費量の比較

1.4 関連する研究

1.4.1 従来の惑星表面移動機構

これまでに移動を伴う惑星表面探索のために様々なローバが開発されてきた。ここではこれまでに研究されてきたローバとその移動機構を紹介し、その特徴を述べる。

車輪型ローバ

これまでの惑星探索ミッションでは、主に車輪型ローバが利用されてきた。現在までに実施された惑星探索ミッションの車輪型ローバを Table. 1.2 に示す。

Table. 1.2 車輪を利用した惑星探索ミッション

Mission	Rover
Luna 17	Lunokhod 1
Luna 21	Lunokhod 2
Mars Pathfinder	Sojourner
Mars Exploration Rover	Spirit, Opportunity
Mars Science Laboratory	Curiosity

Lunokhod 1 と Lunokhod 2 は、ソビエト連邦が開発した月面ローバである (Fig. 1.9). Lunokhod の移動機構は、独立懸架式の車輪が 8 つ装備されており、それぞれの車輪が独立にストロークすることで障害物を乗り越えることができる。車輪はスポーク式ホイールであり、地面との接地面にはワイヤメッシュを採用している。さらに、移動中のスリップを防止するために L 字のラグがワイヤメッシュ面に付けられている (Fig. 1.10). Lunokhod の移動機構は、車輪の舵をきることが出来ない構造となっている。そのため、左右の車輪の回転差によって、機体を旋回させる。

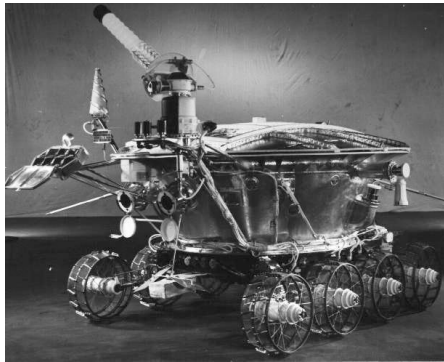


Fig. 1.9 Lunokhod [19].

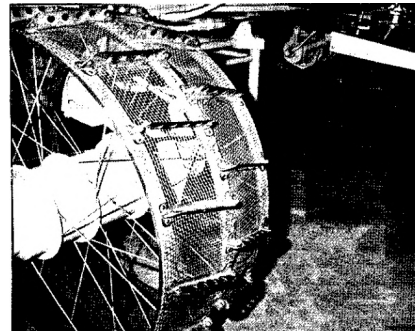


Fig. 1.10 Lunokhod wheel [20].

Sojourner (Fig. 11), Spirit, Opportunity [21], Curiosity [22, 23] は NASA の車輪型ローバである。これらローバの移動機構は 6 つの車輪と Fig. 1.14 に示す Rocker-Bogie Suspension により構成される。この Rocker-Bogie Suspension は、Rocker 部と Bogie 部が Bogie Pivot 部で連結された構造となっている。Bogie Pivot 部は回転および摺動する機構となっており、Rocker 部の Rocker-Bridge joint も回転する機構となっている。これにより、地形の段差や障害物を乗り越えることができる。Rocker-Bogie Suspension は NASA の火星探査において、何度も採用されている。

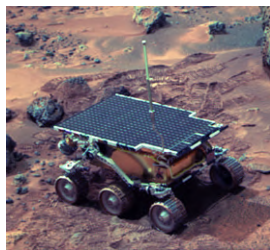


Fig. 1.11 Sojourner ©NASA/JPL.

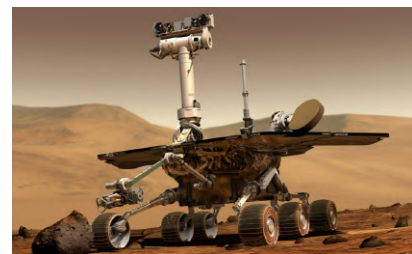


Fig. 1.12 Mars Exploration Rover [21]



Fig. 1.13 Curiosity [23]

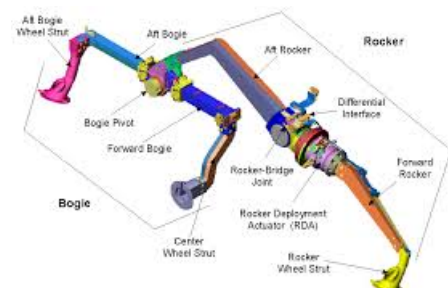


Fig. 1.14 Rocker-Bogie Suspension [24]

歩行型ローバ

ソビエト連邦の火星探査ミッション Mars 2 には、小型の歩行型ローバ Prop-M が搭載された (Fig. 1.15). Prop-M ローバは、15m のケーブルによって着陸機と接続されており、その範囲内で硬度計と放射密度計による探査を行うものであった。移動機構は、左右にスキー板状の脚があり、これが交互に動くことで地表面を移動する。残念ながら Mars 2 が火星着陸に失敗したため、ローバが展開されることはなかった。

ホッピングローバ

ホッピングローバは、ローバ自身を躍動させることで惑星表面を移動するものである。ホッピングローバの例としては、日本の小惑星探査機「はやぶさ」に搭載された MINERVA が挙げられる [25]. MINERVA は大きさ 10cm 四方、重さ 600g 程度の小型ローバである (Fig. 1.16). ローバ内部にあるモータが回転することで機体にトルクを与え、回転した機体が地面との接触によって生じる反力を利用して躍動する。ホッピングローバは、機体を軽量に構成できるため、特に微小重力環境下の小惑星探査に有効である。



Fig. 1.15 Prop-M rover



Fig. 1.16 MINERVA. ©JAXA.

スラスタ推力を利用した移動機構

スラスタ推力を利用した移動機構の研究としては Google Lunar XPRIZE の EUROLUNA が挙げられる。

Google Lunar XPRIZE とは、Xprize 財団が運営する民間の月無人探査コンテストである。コンテストの内容は、ローバを月面で 500m 移動させ、高精度な映像や画像を撮影し、地球にデータ送信するというものであった。EUROLUNA は、その参加チームの一つである。Fig. 1.17 に EUROLUNA のローバを示す。このローバは、大きさ 40cm 程度であり、月面を 500m 走行するために 1 リットルのタンクを有している [26]. 燃料は過

酸化水素である。しかし、詳細な移動手法について記された資料は見当たらない。画像から推測するに、車輪で月面上をとらえ、スラストによる推力で進むことが考えられる。



Fig. 1.17 EUROLUNA Rover [26].

1.5 滑走移動と従来の移動方法の比較

本節では、本研究で提案する滑走移動と従来の移動方式を比較をおこない、提案する滑走による移動機構の利点を示す。滑走移動と従来の移動方式の比較は、1.3 節の滑走移動による移動距離と推薬消費の結果、1.4 節の従来の移動方式の調査結果、さらに Seeni [27] の論文を参考とする。Seeni [27] は、従来の移動方式を定性的に比較し、それぞれの移動機構の特徴をまとめ、評価付けをおこなった。Table. 1.3 は、本研究の滑走移動と従来の移動機構を定性的に比較したものである。Table. 1.3 は、各移動機構の評価付けを ○, △, × の順で表している。

Table. 1.3 より、本研究で提案する滑走移動は、質量、機構の簡素さ、移動速度の面で他の移動方式よりも有利になる。滑走移動の質量については、推薬消費に依存するが、着陸機の残存推薬を利用することを考えると新たに必要な質量はそり部のみであり、さらに Fig. 1.8 のそり滑走移動の移動距離と推薬消費量の結果より、そり滑走移動で 100[m] の移動する場合の必要推薬は 1[kg] 程度となることから、他の移動機構を利用するよりも軽量となると考え ○ とした。また、滑走移動は、質量、機構の簡素さ、移動速度の面で他の移動機構よりも有利になるという点において、ホッピングの移動機構と似た特徴がある。ホッピング移動機構は非常に軽量のローバを移動させることには適している。一方で、ホッピングの移動機構は小型着陸機などのある程度質量のある物体を移動させるのには適していない。なぜなら、質量のある物体のホッピング、さらにはホッピング後の着陸のために、ホッピング機構の強度を高める必要があり、それに伴いホッピング機構の質量が増加するためである。したがって、小型着陸機程度に質量のある物体を移動させるのは、ホッピングの移動機構よりも滑走移動による移動機構を適用するほうが質量の観点か

ら有利と考える。

Table. 1.3 に示すように，本研究で提案する滑走移動は他の移動機構とは異なる特徴があり，今後の惑星表面移動機構の新たなオプションと成り得る。

Table. 1.3 滑走移動と従来の移動方法の比較

	滑走移動 (スラスト推進)	車輪型	ホッピング	歩行型	再浮上移動
質量	○	△	○	×	△
機構の簡素さ	○	×	△	×	○
移動速度	○	×	○	×	○
移動精度	×	○	×	○	×
不整地走破性	△	△	○	○	○
総合評価 * ₁	○	×	△	×	△

*₁：小型着陸機に移動機構を適用する場合。

1.6 本研究の目的と研究課題

本研究の目的は、小型着陸機に適用可能な滑走による惑星表面移動機構の有用性を示すことである。この目的達成のために、本研究では数値解析によるそり滑走シミュレーションと実験により、本研究の有用性を示す。そのための研究課題を以下に示す。

課題 1 希望の方向へ移動するための機体案とターン方法の提案

課題 2 そり滑走シミュレーションのためのそりと砂の反力モデルの構築と妥当性評価

課題 3 そり滑走シミュレーションによる提案したターン方法の評価およびそり滑走性向上の要因特定

課題 4 模型を用いたそり滑走実験による提案したターン方法の実証とシミュレーションの妥当性評価

まず研究課題 1 として、惑星表面上をそり滑走移動するためには、希望の方向へターンする方法が必要であり、ターン実現のために適した機体案が必要である。

研究課題 2 は、そり滑走シミュレーションを行う上で必要となるそりと砂の反力モデルの構築である。惑星表面移動機構に関する研究は、これまで活発に実施されており、物体と砂の反力モデルは様々なモデルがある。しかしながら、通常、物体と砂の反力モデルはその適用範囲に制限があり、統一的に利用可能なモデルというものは無い。そのため、使用目的に適したモデルを利用する必要があるが、本研究の砂上のそり滑走に適した反力モデルは見当たらない。したがって、本研究のそり滑走シミュレーションに適したそりと砂の反力モデルを構築する必要がある、さらにそのモデルの妥当性を実験により示す必要がある。

研究課題 3 は、本研究の有用性を示すために、提案する機体とターン方法の有効性をそり滑走シミュレーションで示すことである。さらに、シミュレーションによりそり滑走性向上の要因を明らかとすることで本研究の価値をより高める。

研究課題 4 は、実機によるそり滑走実験で本研究の提案の実現性を示すことであり、さらにシミュレーションの妥当性を実験結果と比較することで示す必要がある。

1.7 本論文の構成

次章以降の本論文の構成と内容を以下に示す．各章が前節の研究課題に対応しており，研究課題 1 が第 2 章，研究課題 2 が第 3 章，研究課題 3 が第 4 章，研究課題 4 が第 5 章にそれぞれ対応している．

第 2 章 そり滑走のための機体案とそり滑走方法の提案

本研究に適したそり滑走のターン方法提案のためにターンの要因を明らかとする．そのために，本研究では，雪上のスキー滑走の理論を参考になると考えた．ここでは，まず雪上のスキー滑走におけるターンの要因について示す．次に小型スキー模型による滑走実験により，雪上のような滑りやすい地面と砂地面の違いがターンに及ぼす影響を示す．上記知見から，滑走に適した機体のそり配置案，およびターン方法を提案する．

第 3 章 そりと砂の反力モデル

4 章のそり滑走シミュレーションでは，そりと砂の反力モデルが重要となる．本章では，ローバの研究で利用される物体と砂の反力モデル，および雪上のスキーターンの数値解析に利用されるモデルを紹介し，本研究に要求されるそりと砂の反力モデルについて述べる．次に，本研究でおこなったそりと砂の反力モデル構築実験，反力モデルのモデル化について述べる．さらに，構築した反力モデルの妥当性評価を実機によるそり滑走実験により評価する．その結果から構築した反力モデルの妥当性を示す．

第 4 章 小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーション

本章では，まずそり滑走シミュレーションの数値解析方法について述べる．そり滑走シミュレーションでは，まず本研究で提案する機体とターン方法を評価し，提案したターン方法の有効性を示す．次にそり姿勢とそり位置がそり滑走のターン性と直進性に与える影響の評価をおこなう．この結果により提案する機体においてそり滑走性を向上の要因を明らかとする．

第 5 章 そり滑走シミュレーションの妥当性評価

本章では，そり滑走シミュレーションの妥当性評価のために，小型そり滑走実験機を砂上で自走そり滑走させる実験をおこなう．さらに，このそり滑走実験と同条件のそり滑走シミュレーションをおこない，実験とシミュレーションの結果を比較することでシミュレーションの妥当性を示す．

第 6 章 結論

本研究の結論を述べる．

第 2 章

そり滑走のための機体案とそり滑走方法の提案

2.1 スキーの滑走理論

そり滑走の移動機構を付加した小型着陸機の目標探査地点へのそり滑走移動，もしくは探査地点周辺をそり滑走により移動探査するためには，機体を希望の方向へターンさせる方法が必要である．本研究では，このそり滑走におけるターン方法にスキーの滑走理論が参考になる考えた．雪上のスキー滑走では，スキーヤーは雪面に対してスキー板の姿勢を操作し，さらに左右のスキー板への荷重移動によって，雪面からスキー板を介して反力を得ることでターンをおこなっている．本研究のそり滑走移動においても小型着陸機が惑星表面を移動する際にはそりに反力が働く．そのため，そりが地面から受ける反力を利用することは，機体を希望の方向へターンするために有効であると考え．ここでは，本研究のそり滑走を考える上で参考とした雪上のスキー滑走について説明する．

基本的なスキーターン方法

基本的な雪上のスキーターンには以下の 2 つがある．この他にもシュテムターンやウェーデルンというスキーターン方法もあるが，基本的には以下に示したブルークボーゲンとパラレルターンの応用である．

- ブルークボーゲン
- パラレルターン

ブルークボーゲンは，Fig. 2.1(a) に示すように，ターンの開始から終了までスキー板をハの字に固定した状態でターンする方法である．このターン方法では，スキー板姿勢を固定状態とし，スキーヤーの重心移動による左右のスキー板への荷重変化により，スキー板

が雪面から反力を得ることでターンが可能となる。このターン方法は、スキーヤーによるスキー板への操作が少なく、簡単な操作でスキーターンが可能であることから初等スキーヤーによく利用される。

パラレルターンは、Fig. 2.1(b) に示すように、左右のスキー板の向きを揃えた状態でターン開始からターン終了まで滑走する方法である。雪面に対して、左右のスキー板底面を進行方向へ向けるようにスキー板を姿勢調整することによって、両スキー板からターンのための反力を雪面から得ることができる。両スキー板から反力を得ることによって高いスピードを伴ったスキー滑走においても軽快なターンが可能となる。また、スピードを伴ったターンでは、ターン中の遠心力に対してスキーヤーの重心をターン内側へ大きく傾ける必要がある。このターン方法は、プルークボーゲンと比較して、スキーヤーがターン中におこなう操作が多く、スキーヤーの重心移動の変化も大きい。したがって、中級以上のスキーヤーが利用するターン方法である。

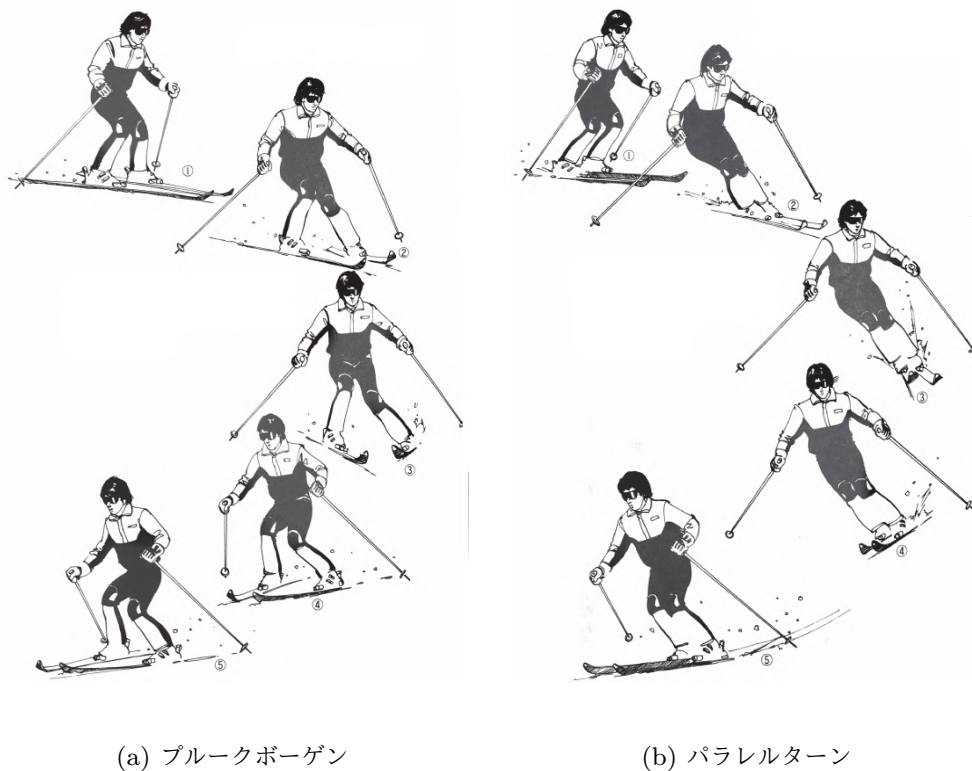


Fig. 2.1 スキーターンの種類. 出典：清水史郎，スキーの科学，光文社 [28].

2.1.1 スキーターンの要因

雪上のスキー滑走の研究では、スキーヤーが雪上でターンする原理についての研究が盛んにおこなわれている。清水は、単純なスキーロボットを利用してスキーターンの要因について考察した [28]。清水によると、スキーターンには以下の 2 つの要因によって行われる。

- スキーヤーによるスキー操作
- スキー板の特性

スキーヤーによるスキー板操作

スキーヤーによるスキー操作とは、スキーヤーがスキー板に対して行う操作のことであり以下の項目がある。スキーヤーはこれらのスキー操作を行うことで、スキー板に作用する雪面からの反力を変化させ、スキーターンをおこなっている。

- 雪面に対するスキー板の姿勢変更
 - ・ 角付け（エッジング）操作
 - ・ 回旋操作
- 左右のスキー板への荷重

雪面に対するスキー板の姿勢変更には、スキー板の角付け操作と回旋操作がある。

Fig. 2.2 に示すように、スキー板の角付け操作はスキー板を長軸回りに回転させる操作のことであり、その回転角のことを角付け角と呼ぶ。この角付け操作により、雪面とスキー板にエッジ角をつけることで、スキー板は雪面からスキー板長手方向に対して横方向力 (F_{side}) を得ることができる (Fig. 2.3)。ここで、角付け角とエッジ角の違いを明確にしておく。本論文においては、角付け角はスキーヤーが角付け操作をおこなったときの角度を角付け角と呼ぶ。一方で、エッジ角とはスキー板の短軸と雪面が成す角度であり、雪面の傾斜角によって変化する。そのため、雪面に傾斜角が無く平らな場合は、角付け角とエッジ角は同じになるが、雪面に傾斜角がある場合は、両者は一致しない。

次に、スキー板の回旋操作とはスキーヤーの脚を回転軸としてスキー板を回転させる操作のことであり、その回転角のことを回旋角と呼ぶ (Fig. 2.2)。この回旋操作により、スキー板の速度方向とスキー板に迎角をつけることでスキー板に作用する反力の向きを変化させることができる (Fig. 2.4)。ここでも、回旋角と迎角の違いについて明確にしておく。本論文における回旋角とは、スキーヤーが回旋操作によりスキー板が回転する角度のことである。一方で迎角とはスキー板の速度ベクトルとスキー板長軸が成す角度のことである。

ある。

これら雪面に対するスキー板の姿勢変更は、スキーターンにおいて雪面からの反力の大きさと方向を変化させるための重要な操作である。

次に、左右のスキー板への荷重とは、スキーマーの重心移動によりおこなわれ、スキー板が雪面から受ける反力の大きさに寄与する。例えば、Fig. 2.2 のようなプルークボーゲンの姿勢で、右スキー板に荷重することを考える。すると、右スキー板は掛けた荷重に対して雪面から大きな反力が生じる。一方、左スキー板は荷重をかけていないため、雪面からの反力が小さくなる。このように、スキー板への荷重変化によって左右のスキー板に生じる反力の大きさに差をつけることができ、この反力の左右差がターンに寄与する。

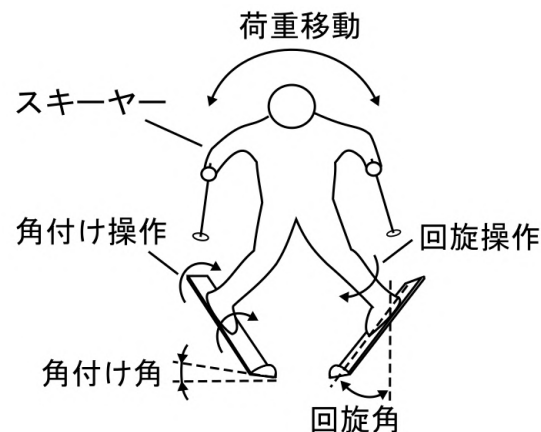


Fig. 2.2 スキーマーによるスキー板操作

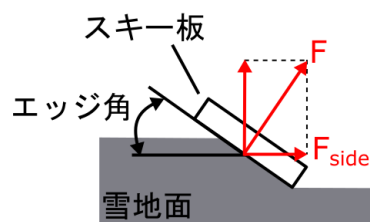


Fig. 2.3 スキー板のエッジ角の効果

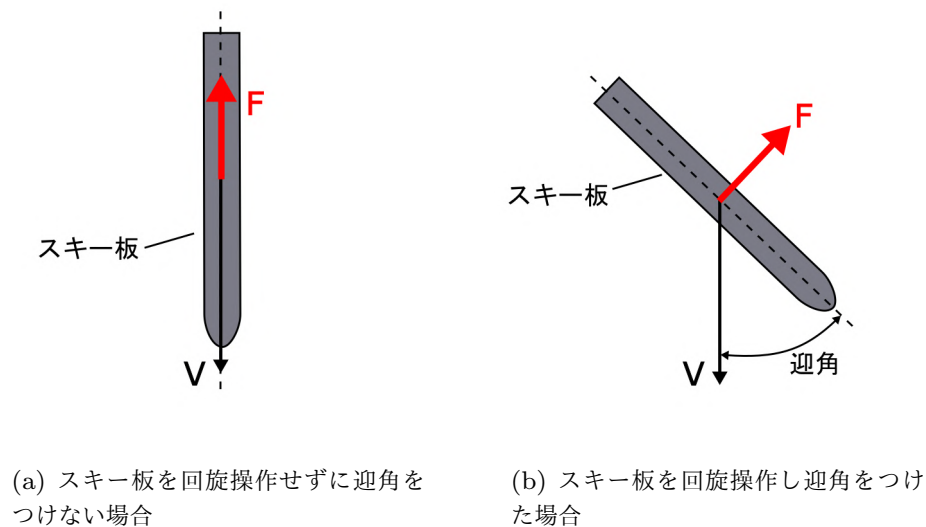


Fig. 2.4 スキー板の迎角の効果

スキー板の特性

スキー板の特性は大きく分けて以下の2つがある。

- スキー板の形状
- スキー板の力学的特性

まずスキー板の形状についてスキー板各部の名称を Fig. 2.5 に示す。スキー板の形状では、特にスキー板側面のサイドカットと呼ばれる括れがターンに影響を及ぼすと考えられている。清水はサイドカットのあるスキー板そのものにターンの効果があると述べており、スキー板のサイドカット部が雪面に食い込んだときに、そのサイドカットの円弧に沿って滑走がおこなわれる。清水はスキーロボットを用いた実験によってその効果を示した。他にもサイドカットの効果を取り入れた数値解析によるスキーターンのシミュレーションの研究などもある。

スキー板の力学的特性とは、スキー板の弾性や重量である。特にスキー板の弾性はスキー板のサイドカットを有効に利用するために重要となる。雪斜面に対して角付けしたスキー板が撓むことで、スキー板のサイドカット部（スキー板側面）が雪面に接するようになり雪面に食い込むことで横ずれの少ないターン（カービングターン）が可能になる。このスキー板の弾性や重量などは、スキーヤーの身長や体重、スキーヤーの好みなどにより経験的に決定されることが多い。

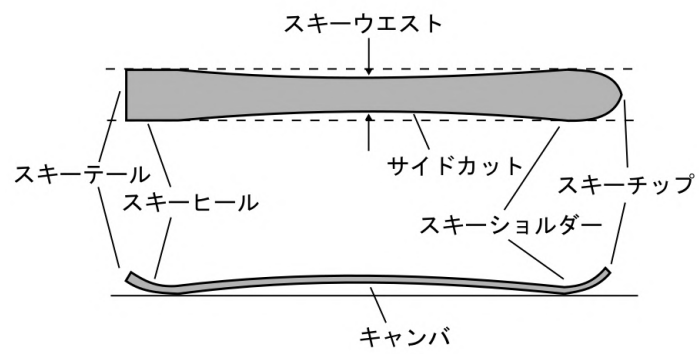


Fig. 2.5 スキー板の形状と各部名称

2.1.2 スキーターンの力学

次にスキーターンを力学的な観点から考える．木下 [29] や藤井 [30]，また John Howe [31] の文献ではスキーターンを力学的な観点から考察している．木下はスキーヤーがターンするためには，ターン外側の脚に荷重し，スキー板長手方向に対して横方向の力を雪面から受ける必要があると述べている．さらに，その作用点は SS 系（スキーヤーとスキー板からなる系）の重心位置よりも前方（進行方向側）にある必要がある．ここでいう外側の脚とは，スキーヤーの視点で左方向にターンする場合（左ターン）は右足が外側の脚である．Fig. 2.6 にスキーヤーを上方（雪面に対して垂直方向）から見た時の SS 系を示す．Fig. 2.6 に示すように，スキーヤーがターンするためには，スキー板の長手方向に対して横方向の反力 F と SS 系の重心位置の関係によりターンための旋回モーメントを得る必要がある．

スキー滑走実験やスキー模型実験によりスキー板に作用する力を計測した研究もある．香川らは実際のスキーヤーによるスキー滑走実験において，スキーヤーの脚部の関節動作とスキー板に作用する力の計測をおこなった [32]．香川らの実験によると，スキー滑走中にスキー板長軸方向と短軸方向に働く力は，スキー板短軸方向のほうが大きくなることを示している．また，尾原の研究 [33] では，スキー模型による滑走実験で，スキー板の前部と後部にロードセルと取り付け，スキー板の前部と後部のどちらに大きな力が作用するかを計測した．その結果，ターン中はスキー板前部に大きな力が生じることでターンが行われると示している．

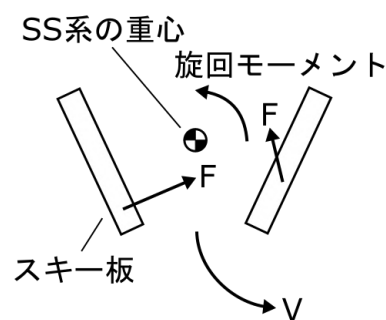


Fig. 2.6 スキーターンの力学

2.1.3 スキー滑走における逆エッジ問題

ここでスキー滑走において重要となる逆エッジ問題について説明する．スキー滑走では、スキー板操作によりスキー板底面を進行方向へ向け、雪面の反力をスキー板底面で受けることで滑走している．スキー板底面が進行方向を向くようにすることで、スキー板には雪面に対して垂直上向きの反力が作用し、スキー板の雪面への沈み込みが起こらない．一方、スキー滑走中にスキー板上面が進行方向を向き、スキー板が雪面に食い込むことがある．スキー滑走ではこれを逆エッジと呼ぶ．逆エッジが起きると、スキー板は雪面に食い込み、スキー板に大きな反力が作用することで、スキーヤーは転倒に至る．したがって、スキー滑走においてこの逆エッジが起きないようにスキー板姿勢を調整することが重要となる．この逆エッジは本研究においても考慮すべき問題であり、滑走中にその逆エッジが起きないようにする必要がある．

2.2 小型スキー模型実験による地面の特性変化によるターン方向変化

前節で述べたように、スキーヤーがターンするためには、SS系の重心位置とスキー板が雪面から受ける反力ベクトルの向きが重要となる．しかしながら、本研究では月や火星惑星表面上の滑走を考えている．月や火星惑星表面上はレゴリスと呼ばれる砂が堆積しており、レゴリスのような砂地面と雪地面とでは、そりに働く摩擦力、さらに滑走による排土抵抗が大きく異なる．例えば、雪面の摩擦係数はおよび0.03前後であるが[34]、月のレゴリスの摩擦係数は0.7前後である．したがって、雪上の滑走ではあまり摩擦力を生じないが、砂上の滑走では進行方向と逆向きに大きな摩擦力が生じることになる．そのため、そりに働く反力の向きが雪上と砂上とでは異なることが考えられる．そこで本研究では、小型のスキー模型による滑走実験により地面の特性の違いがターンに影響を及ぼすかを検証した．

2.2.1 小型スキー模型のスキー滑走実験の方法

この実験では、Fig. 2.7に示すスキー模型を毛布上と砂上の異なる地面の上で滑らせ、スキー模型のターンを観察する．毛布の地面は非常に滑りやすくなっており、雪地面を想定したものである．毛布の地面の利用は、清水のスキーロボット実験を参考とした[28]．清水はテフロンテープを貼り付けたスキー板と毛布を利用したスキーロボット実験で、雪上のスキーターンを再現した．砂の地面には、珪砂5号を利用した．スキー模型は、機体

をアルミフレームで構成し、スキー板には塩化ビニル板を利用した。スキー板は角付け角と回旋角が調整できるようになっており、また、滑走中の滑りを良くするために、スキー板底面にテフロンテープを貼り付けた。テフロンテープは非常に滑りやすい材質であり、スキー板に作用する摩擦を小さくすることができる。

スキーターンはスキー模型のスキー板をプルークボーゲン姿勢で固定した状態とし、さらに右スキー上部に 200g の錘を載せた状態でスキー模型を紐で引張り、滑走させる。200g の錘によってスキー模型は右スキー側に荷重し、右スキーに作用する反力によってターンをする。紐の引張り位置はスキー模型の重心を通るように調整した。また、本実験では、右スキーによるスキーターンに着目するため、左スキー板の地面には、テフロンテープを貼り付けたアルミ板を敷いた。こうすることで、左スキーの反力を弱くすることができ、右スキーの反力によるターンに着目することができる。

本実験では、スキー板と各地面との摩擦力がターンに影響を及ぼすため、事前にスキー板と各地面との動摩擦係数の計測をおこなった。スキー板と各地面との動摩擦係数は、スキー板と砂で 0.254、スキー板と毛布で 0.106、スキー板とテフロン板で 0.073 である。

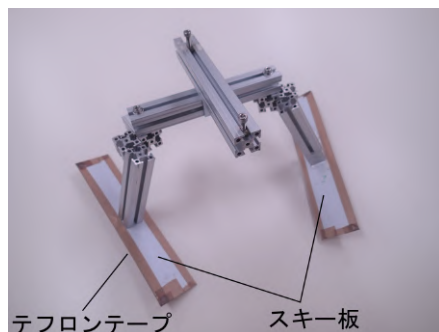


Fig. 2.7 スキー模型

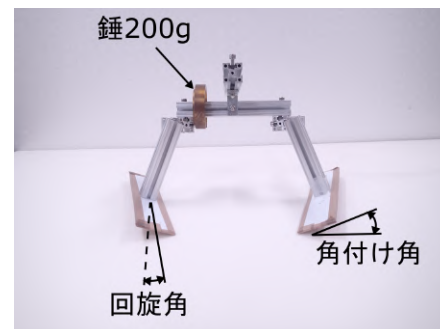


Fig. 2.8 スキー模型の角付け角，回旋角と錘 200g の取り付け位置

2.2.2 実験結果

Fig. 2.9 に毛布上でのスキーロボットのターンの様子を示す。Fig. 2.10 に砂上でのスキー模型のターンの様子を示す。毛布上ではスキー模型は左ターンをしている。スキー模型が左ターンするためには、Fig. 2.11(a) に示すように右スキー板の短軸方向（横方向）に地面からの反力が働き、さらにそのベクトルが SS 系の重心位置よりも進行方向側にある必要がある。一方、砂上でのスキー模型の滑走では、スキー模型が右ターンをしている。これは Fig. 2.11(b) に示すように右スキーに働く反力ベクトルが SS 系の重心位置よりも後方を通るためである。これらの結果より、地面の特性によってスキー板に働く反力の向きが変化し、スキー模型のターン方向が変化することがわかった。

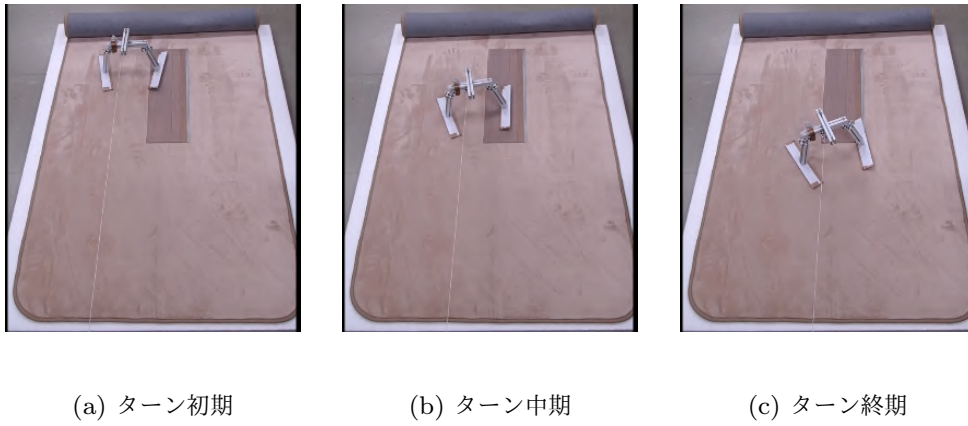


Fig. 2.9 毛布上でのスキー模型のターン

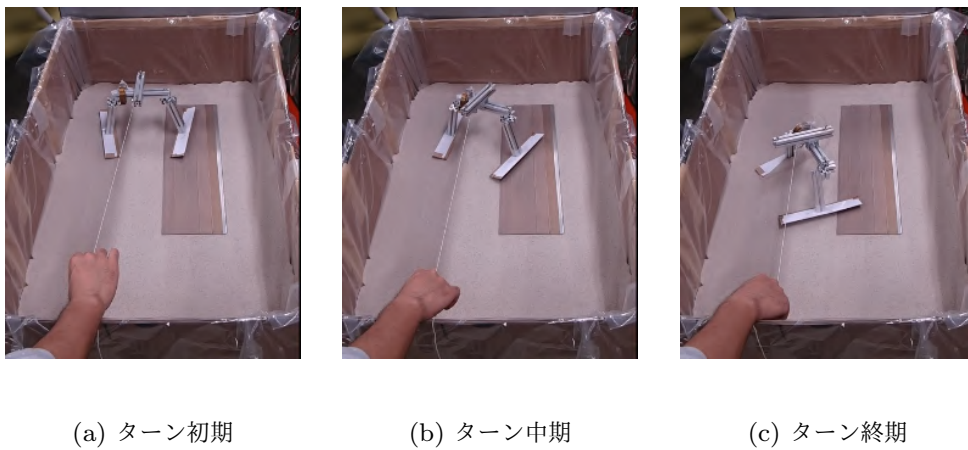


Fig. 2.10 砂上でのスキー模型のターン

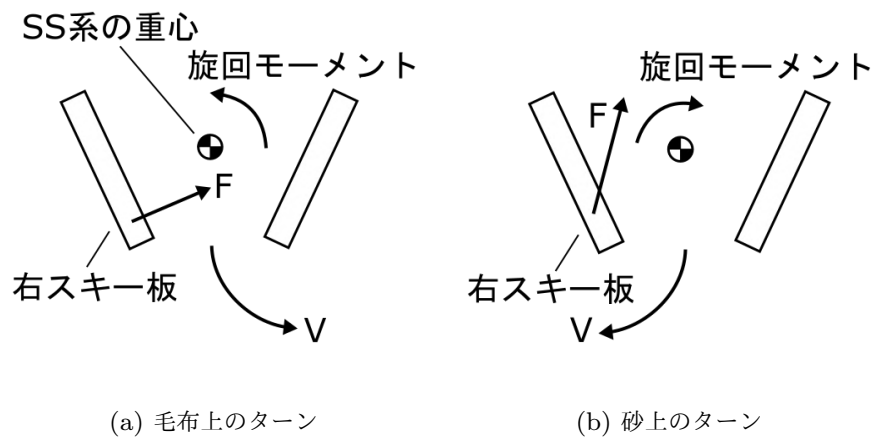


Fig. 2.11 スキー板の反力方向変化によって変わるターン方向

2.3 小型着陸機のためのそり配置案

前節までの雪上スキーのスキーターン理論，およびスキー模型によるスキーターンの実験により，スキーターンの要因と砂上をそり滑走するための課題が明らかとなった．これらを以下にまとめる．

- 雪上のスキーヤーは，スキーターンのためにスキー板姿勢を適切に操作し，さらにスキー板への荷重変化により，雪面から反力を得ている．
- プルークボーゲンのように，スキー板の姿勢は固定した状態で，スキー板への荷重変化のみによるターンも可能である．
- ターンのためには，スキー板に作用する反力ベクトルの向きと SS 系の重心位置との関係が重要である．
- 雪面と砂地面とでは，スキー板に作用する反力の方向が異なり，それによりターン方向に変化が生じる．

次節以降で，上記の知見を基に小型着陸機のための機体そり配置とそり滑走のターン方法について考える．特に，本研究では小型着陸機のためのそり滑走に着目し，機体の重量増を極力抑止した上でターンを可能とする方法を考える．

2.3.1 機体のそり配置

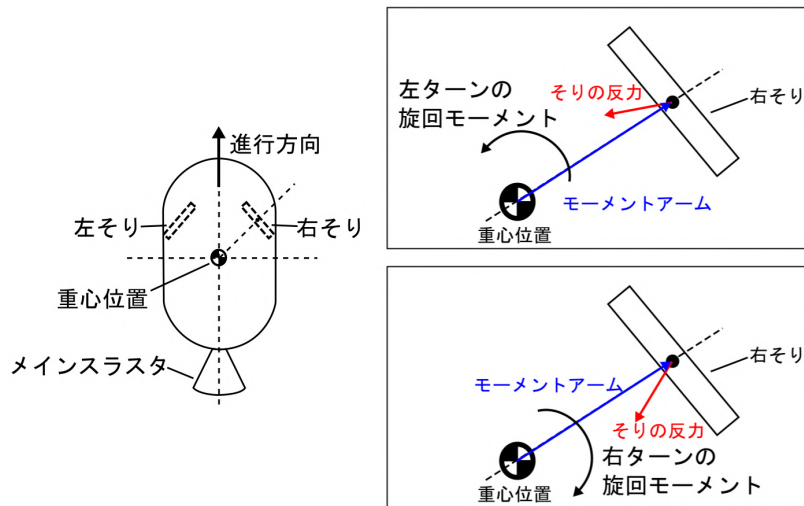
スキー模型のターン実験を基に機体のそり配置について考える。Fig. 2.12 は本研究で考える小型着陸機モデル (Fig.1.4) のそり配置を示したものである。Fig. 2.12(a) はそりを機体重心位置より進行方向側へ配置した場合であり、Fig. 2.12(b) はそりを機体重心位置より後方側（メインスラスト側）へ配置した場合である。

ここでは、右そりのみに着目し、右そりの配置による旋回モーメント方向について検討する。右そりの反力によって生じる旋回モーメントは、右そりに作用する反力ベクトルと機体重心位置と右そりの反力ベクトルの作用点のモーメントアームで決まる。

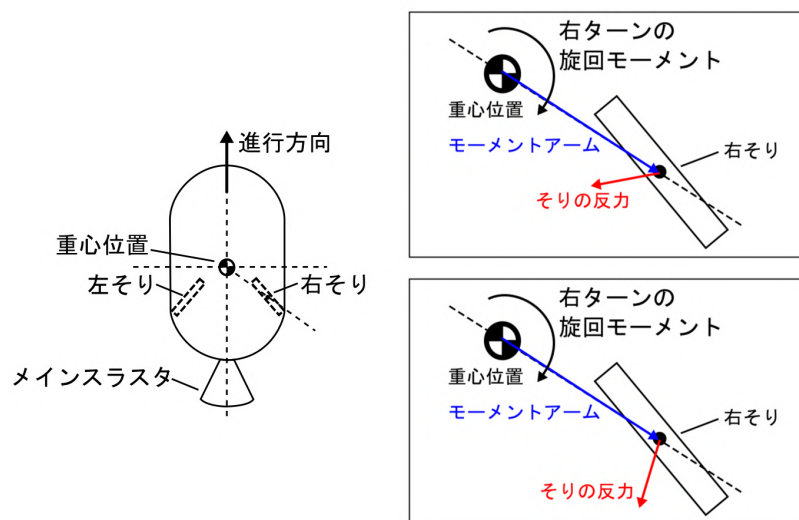
まずそりを前方に配置した場合を考える (Fig. 2.12(a))。右そりの反力ベクトルがそりの横方向を向いている場合、機体重心位置との関係により、機体には左ターンの旋回モーメントが生じる。一方、地面の摩擦などの抵抗が大きい場合、右そりの反力は機軸方向へ変化する。この場合、右そりには機体重心位置との関係により右ターンの旋回モーメントが生じることになる。つまり、右そりに作用する反力の向きによって、旋回モーメントの向きが変化してしまう。

次に、そりを後方配置した場合を考える (Fig. 2.12(b))。右そりの反力ベクトルがそりの横方向を向いている場合、機体重心位置との関係により機体には右ターンの旋回モーメントが働く。さらに、地面の摩擦などの抵抗が大きくなり、右そりの反力が機軸方向へ変化した場合においても、機体重心位置との関係により機体には右ターンの旋回モーメントが働く。

したがって、左右のそりを機体重心位置よりも後方へ配置することにより、そりの反力による旋回モーメントを一定方向にすることができる。そこで、本研究では、Fig. 2.13 のように左右のそりを機体重心位置よりも後方へ配置した機体を提案し、この機体によるそり滑走の評価をおこなう。



(a) 左右そりの前方配置



(b) 左右そりの後方配置

Fig. 2.12 そり配置と旋回モーメントの向き

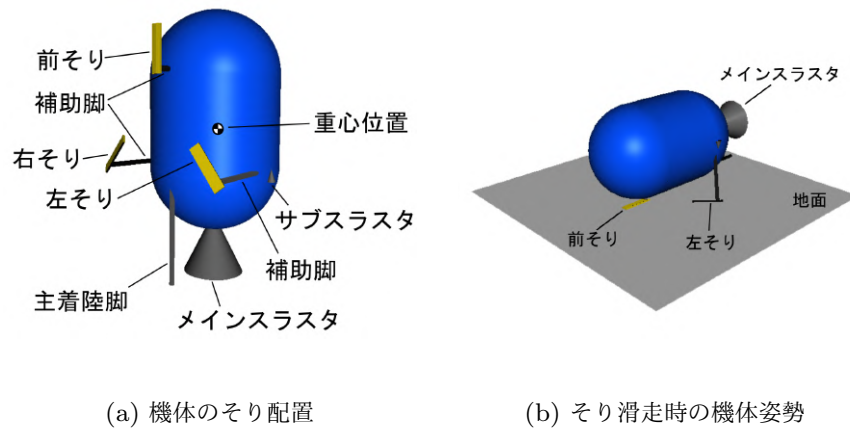


Fig. 2.13 本研究で提案する機体案

2.4 小型着陸機のそり滑走のためのターン方法

本節では，小型着陸機のそり滑走のためのターン方法について述べる．小型着陸機のそり滑走を考える場合，機体の重量増をなるべく抑えた上でターンを可能とすることが望ましい．そこで，本研究のターン方法では機体に既存のスラスト推力を利用する以下の2つのターン方法を提案する．

- そり荷重ターン
- スラスト推力ターン

以下，それぞれのターン方法について説明する．

2.4.1 そり荷重ターン

そり荷重ターンは，雪上のスキー滑走のようにそりが地面から受ける反力を利用するターンである．Fig. 2.14 のように，前そりを機軸方向，左右のそりをプルークボーゲン姿勢で固定状態とし，機体タンク左右に取り付けたサブスラスタの推力により，左右どちらかのそりへ機体を荷重させ，そりが地面から受ける反力を利用してターンする．したがって，サブスラスタの推力方向は Fig.2.15 に示すように鉛直下向きとなる．

例えば，この方法で機体を右ターンさせる場合，Fig. 2.15 に示すように右サブスラスタを噴き，右サブスラスタ推力 (F_{sth}) により右そりに荷重する．この右そり荷重により，右そりのそり反力 (F_{RS}) が左そりのそり反力 (F_{LS}) よりも大きくなる．この左右そりの反力差により機体に右旋回モーメントが作用し，機体が右ターンすることになる．

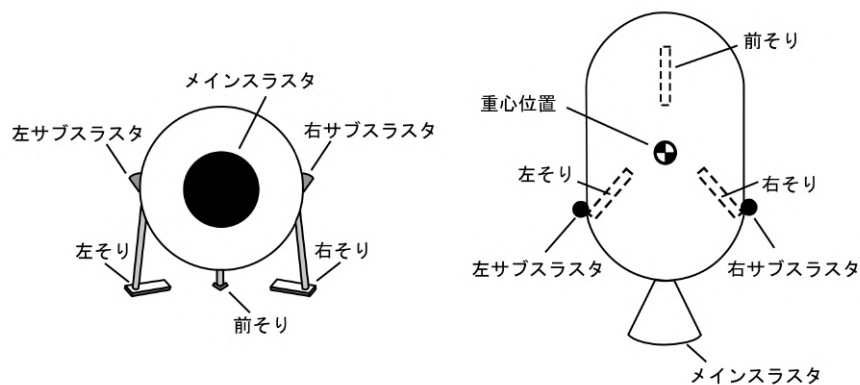


Fig. 2.14 そり荷重ターンのそり配置とスラスタ推力方向

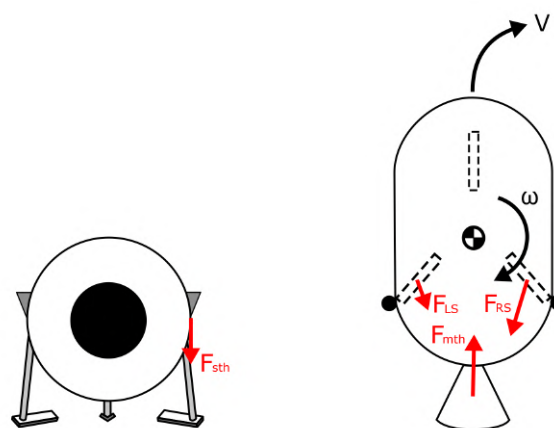


Fig. 2.15 右そり荷重による右ターン

2.4.2 スラスト推力ターン

スラスト推力ターンとは、Fig. 2.16 のように、前そりを機軸方向に、左右のそりをブルークボーゲン姿勢で固定し、機体タンク左右に取り付けたサブスラストの推力によって、機体に旋回モーメントを与え、ターンする方法である。Fig. 2.16 に示すように、サブスラストの推力方向はメインスラストと同じく機軸方向となる。

例えば、このターン方法で機体を右ターンさせる場合、Fig. 2.17 に示すように左サブスラストを噴くことで、左サブスラスト推力 (F_{sth}) により機体に旋回モーメントを与え、機体を右ターンさせる。

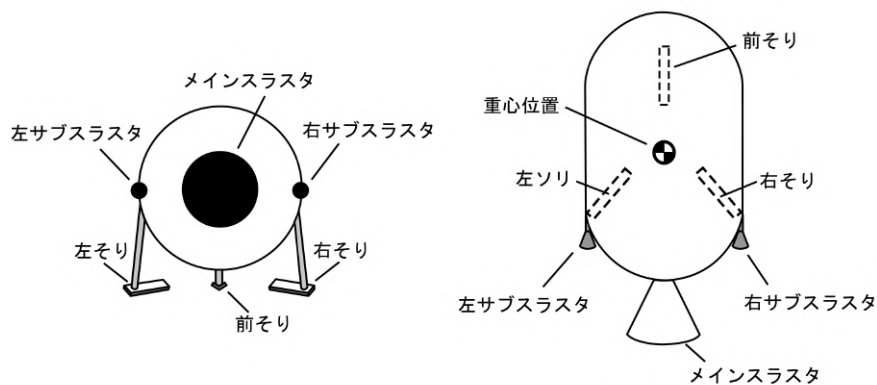


Fig. 2.16 スラスト推力ターンのそり配置とスラスト推力方向

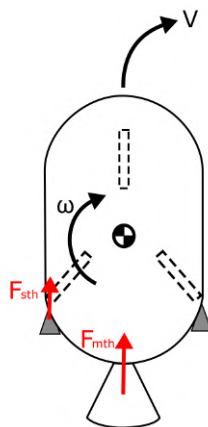


Fig. 2.17 左サブスラスト推力による右ターン

第 3 章

そりと砂の反力モデル

3.1 従来の移動機構と地面の反力モデル

本研究の小型着陸機のそり滑走では，そりが地面から受ける反力によりそり滑走運動が変化する．そのため，4 章で行うそり滑走シミュレーションでは，適切なそりと砂の反力モデルを利用することが重要となる．ここでは，ローバの研究で利用される車輪と砂の反力モデル，さらに近年，ローバの移動機構や探査機の着陸ダイナミクスに利用されている Chen Li らによる Resistive Force Theory，雪上のスキー滑走シミュレーションのスキーターンモデルとして，多田・平野のモデルについて示す．

3.1.1 ローバの研究で利用される車輪モデル

車輪型ローバの研究では，Fig. 3.1 に示すように砂に沈下した車輪円周上に垂直応力 $\sigma(\theta)$ とせん断応力 $\tau(\theta)$ が作用すると考え，これらの応力を砂に沈下している車輪円周上にわたって積分し，車輪の有効駆動力 DP (Drawbar-Pull) を式 (3.1) により求めている [35–39]．ここで， r は車輪半径， b は車輪幅である．

$$DP = rb \left\{ \int_{\theta_2}^{\theta_1} \tau(\theta) \cos(\theta) d\theta - \int_{\theta_2}^{\theta_1} \sigma(\theta) \sin(\theta) d\theta \right\} \quad (3.1)$$

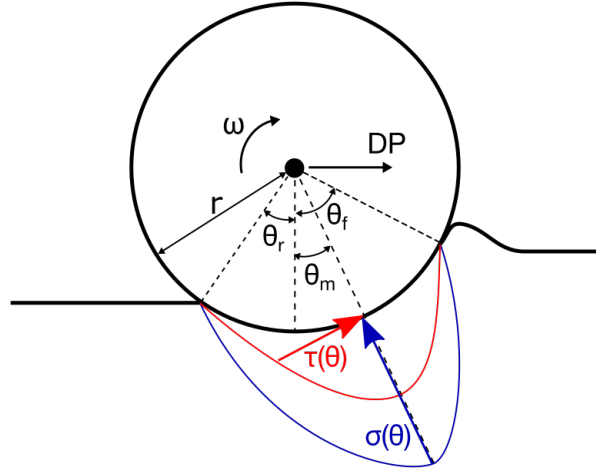


Fig. 3.1 車輪に作用する垂直応力とせん断応力

垂直応力 $\sigma(\theta)$ は、車輪の最下点よりも進行方向側の θ_m の位置で最大となることがわかっている。この θ_m よりも進行方向側の領域を θ_f 、逆に車輪後方の領域を θ_r として、車輪前方と後方のそれぞれの領域において垂直応力分布 $\sigma(\theta)$ を定義する。この垂直応力 $\sigma(\theta)$ には、さまざまなモデルがあり、Bekker の圧力-沈下式を用いたモデル（式 (3.2), 式 (3.3)）[35] や、Wong, Reece による Bekker の圧力-沈下式を修正したモデル（式 (3.4), 式 (3.5)）[39] などがある。また、吉田らは車輪の荷重と車輪に作用する垂直応力の総和が釣り合うという条件から、垂直応力 $\sigma(\theta)$ を算出する方法を示している [38]。なお、式 (3.2) から式 (3.5) の k , n は土壌定数であり、圧縮作用を受けたときの土の強さを表したものである。

一方、せん断応力 $\tau(\theta)$ は、土質工学の知見から一般的に式 (3.6) のように与えられる。式 (3.6) の c は土壌粘着力、 ϕ は土壌の内部摩擦角、 k は土壌の変形量である。

Bekker の圧力-沈下式を用いた垂直応力モデル

$$\sigma_f(\theta) = \left(\frac{k_c}{k_\phi} \right) [r(\cos\theta - \cos\theta_f)]^n \quad (3.2)$$

$$\sigma_r(\theta) = \left(\frac{k_c}{k_\phi} \right) \left[r \left(\cos \left\{ \theta_f - \frac{\theta - \theta_r}{\theta_m - \theta_r} (\theta_f - \theta_m) \right\} - \cos\theta_f \right) \right]^n \quad (3.3)$$

Wong,Reece の垂直応力モデル

$$\sigma_f(\theta) = (k_1 + k_2 b) \left(\frac{r}{b}\right)^n [(\cos\theta - \cos\theta_f)]^n \quad (3.4)$$

$$\sigma_r(\theta) = (k_1 + k_2 b) \left(\frac{r}{b}\right)^n \left[r(\cos\{\theta_f - \frac{\theta - \theta_r}{\theta_m - \theta_r}(\theta_f - \theta_m)\} - \cos\theta_f)\right]^n \quad (3.5)$$

せん断応力モデル

$$\tau(\theta) = \{c + \sigma(\theta)\tan\phi\} \left[1 - e^{-\frac{\tau}{k}\{\theta_f - \theta - (1-s)(\sin\theta_f - \sin\theta)\}}\right] \quad (3.6)$$

3.1.2 Chen Li らによる Resistive Force Theory

Chen Li らにより構築された Resistive Force Theory(RFT) [40] は、様々な形状の物体と土壌の反力が算出可能なことから、近年、ローバの研究のみならず、着陸機の着陸脚と砂地面の反力モデルとしても利用されている。RFT は実験により構築されたモデルである。実験は平板をロボットアームにより砂中で移動させ、そのときに平板に作用する力をロードセルにより計測している。Fig. 3.2 は RFT の概要図であり、砂中で姿勢角 β の平板が運動方位角 γ で運動したとき、平板に反力 f_x と f_z が生じる。Chen Li は平板の姿勢角 β を $-\pi/2 \sim \pi/2$ まで、平板の運動方位角 γ を $-\pi/2 \sim \pi/2$ まで変化させ、それぞれの実験条件における反力を計測した。そして、その計測した反力をフーリエ級数によりフィッティングし、式 (3.7)、式 (3.8) のようにモデル化した。式 (3.7)、式 (3.8) の α は平板の単位面積に作用する反力関数であり、 ζ は砂の強さを表現するスケールファクター、 Z は平板の沈み込み深さである。スケールファクター ζ は事前に砂の貫入試験をすることで得られ、さまざまな砂質に対して適用可能なモデルとなっている。

$$F_x = \zeta \int_s \alpha_x(\gamma, \beta) |Z| dA \quad (3.7)$$

$$F_z = \zeta \int_s \alpha_z(\gamma, \beta) |Z| dA \quad (3.8)$$

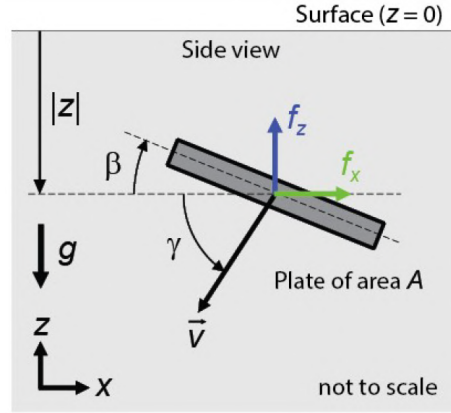


Fig. 3.2 RFT 概要図 [40]

3.1.3 多田・平野による雪上のスキーターンモデル

雪上のスキーターンをシミュレーションするためのスキーターンモデルについてはいくつかの提案があるが [41–43], ここでは, 多田・平野によるスキーターンモデルを紹介する [44, 45]. 多田・平野によるスキーターンの反力モデルは, スキー板に噴流抵抗力, 切削抵抗力, 摩擦抵抗力の3つの力が作用するとし, これらの力によってスキーターンをシミュレーション上で表現している. 以下, 噴流抵抗力, 切削抵抗力, 摩擦抵抗力についてそれぞれ説明する.

噴流抵抗力

噴流抵抗力は, スキー板に流れ込んでくる雪がスキー板に衝突することにより速度が変化し, その運動量変化により生じる力である. Fig. 3.3 はスキー板のサイドカット部を直線で近似したスキーモデルに作用する噴流抵抗力を表している. Fig. 3.3 の dR'_{JF} はスキー板前方部の微小部分 dr に働く噴流抵抗力であり, 式 (3.9) により計算される. スキー板後方部の dR'_{JR} も dR'_{JF} と同様の考え方で計算できる. この dR'_{JF} と dR'_{JR} をスキー板の長軸前方部と後方部でそれぞれ積分することでスキー板全体に作用する噴流抵抗力 R_J が得られる. なお, 式 (3.9) の θ_F はスキー板長軸と直線で近似したサイドカット部の間の角度である. 式 (3.9) および Fig. 3.3(b) の ϕ_r はサイドカット部の直線と速度 V_r との間の角度である. V_r は合成速度であり, スキー板の並進速度 V とスキー板の角速度 ω により生じる速度を足し合わせたものである.

$$dR'_{JF} = \frac{\phi_r}{|\phi_r|} \frac{(1 + \cos\alpha)\rho d_J}{\cos\theta_F} \left\{ V \sin(\gamma + \theta_F) + \frac{\omega r}{\cos\theta_F} \right\}^2 dr \quad (3.9)$$

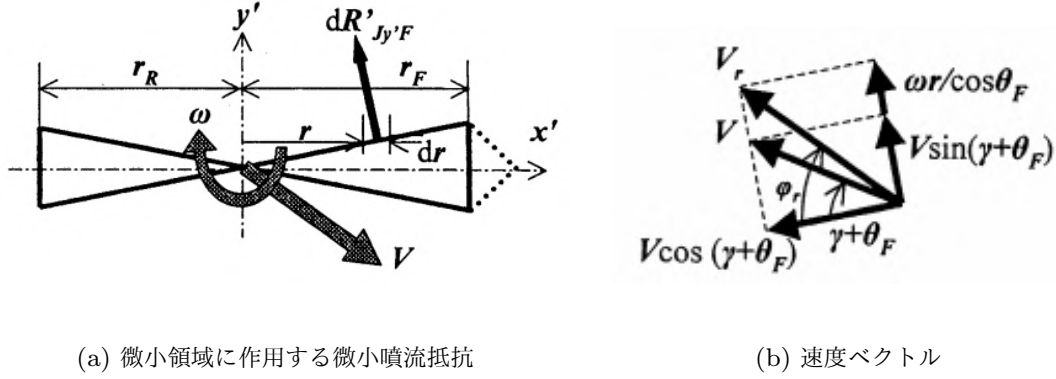


Fig. 3.3 噴流抵抗力 [44]

切削抵抗力

切削抵抗力は、角付けされたスキー板が雪面を削り取る力である。多田らは実験による経験式から、スキー板の微小部分 dr に作用する長軸方向と短軸方向の切削抵抗力をそれぞれ式 (3.10), 式 (3.11) のように表した。式 (3.10), 式 (3.11) の微小部分に作用する切削抵抗力 $dR_{Cx'F}$, $dR_{Cy'F}$ をスキー板の長軸にわたって積分することでスキー板全体に作用する切削抵抗力 $R_{Cx, y}$ を求めることができる。なお、式 (3.10), 式 (3.11) の P_H , P_T はそれぞれ単位切削深さ当りのスキー板長軸方向の切削抵抗力とスキー板短軸方向の切削抵抗力である。

$$dR_{Cx'F} = \frac{\sin\phi_r}{\cos\theta_F} \{ -P_H \cos(\phi_r - \theta_F) + P_T \sin(\phi_r - \theta_F) \} dr \quad (3.10)$$

$$dR_{Cy'F} = \frac{\sin\phi_r}{\cos\theta_F} \{ P_H \sin(\phi_r - \theta_F) + P_T \cos(\phi_r - \theta_F) \} dr \quad (3.11)$$

摩擦抵抗力

摩擦抵抗力は、スキー板と雪面の摩擦をクーロン摩擦式で表現している。摩擦はスキー板長軸方向のみに作用するとし、式 (3.12) となる。 μ_L は雪面の摩擦係数であり、 ψ は雪面傾斜角である。

$$R_R = \mu_L mg \cos\psi \quad (3.12)$$

3.2 本研究に要求されるそりと砂の反力モデル

3.2.1 従来の反力モデルの本研究への適用性

本研究に利用する反力モデルには、そり滑走で重要なパラメータであるそりの姿勢（エッジ角，迎角）およびそりへの荷重により，ターンに寄与する地面と水平方向の反力が得られるモデルが必要である．したがって，平野・多田らのモデルのように，そりのエッジ角や迎角をパラメータとしたものが望ましい．しかしながら，平野，多田らのモデルは，スキー板への荷重変化の効果が入っていないことや，雪上のスキー滑走を想定したモデルであるため，そりと砂の反力モデルとして拡張するためには，平野，多田らと同様の実験を行う必要がある．一方，ローバの研究で利用される車輪モデルや Chen Li らによる RFT は，重力方向と物体の運動方向からなる 2 次元平面モデルであるため，本研究の要求する地面と水平方向の反力を求めるための工夫が必要であり，さらにその妥当性評価のための実験が必要となる．

これらの理由により，本研究では従来の反力モデルを使用するのではなく，実験により本研究に適した反力モデルの構築をおこなう．

3.2.2 反力モデル構築のための指針

2.4 節で述べたように，本研究ではそりに作用する反力を積極的に利用して，機体をターンさせる．そのためには，ターンの要因となるそりの姿勢（エッジ角，迎角）およびそりへの荷重により，反力が変化するモデルが必要である．また，ターンに寄与する地面と水平方向の反力が得られること，さらに，数値解析や実機搭載性を考慮した計算負荷の小さい簡易なモデルであることが望ましい．以上を踏まえると，反力モデル構築の指針は以下の通りとなる．

- ターンに寄与する地面と水平方向の反力が得られるモデル．
- そりの姿勢角（エッジ角，迎角）とそりへの荷重をパラメータとしたモデル．
- 少ないパラメータで反力が表現できるモデル．

3.3 そりに作用する反力モデル構築実験

3.2.2 項で述べた反力モデル構築の指針に従い，本研究ではそりのエッジ角 ϕ ，迎角 θ ，およびそりへの荷重 W が実験パラメータとなる実験装置を製作し，反力モデル構築のための実験をおこなった．

3.3.1 反力計測実験装置

Fig. 3.4(a) に実験装置の全体概要図を示す．この実験装置は，そりの代わりにアルミ平板を砂上で滑らせ，その時，平板に作用する反力を平板に取り付けたロードセルにより計測するものである．実験装置は，アルミフレームと透明なアクリル板により構築した実験槽，平板の姿勢調整および反力を計測する計測部，計測部を並進移動させるリニアスライダ，平板への荷重調整をする錘と滑車による荷重調整機構で構成されている．計測部の構成を Fig. 3.4(b) に示す．計測部は，平板のエッジ角調整と迎角調整ができるようになっている．さらに，シャフトとリニアブッシュにより計測部が上下動できるようになっており，平板に加える荷重 W と平板に作用する砂からの反力により，平板の砂への沈み込み深さが変化する．平板の沈み込み深さは，計測部の上下動を超音波距離計により計測する．Fig.3.5 に実際に製作した実験装置の全体図，計測部，および超音波距離計を示す．また，Fig.3.6 に平板をエッジ角調整および迎角調整した様子を示す．Table. 3.1 に実験装置の仕様を示す．

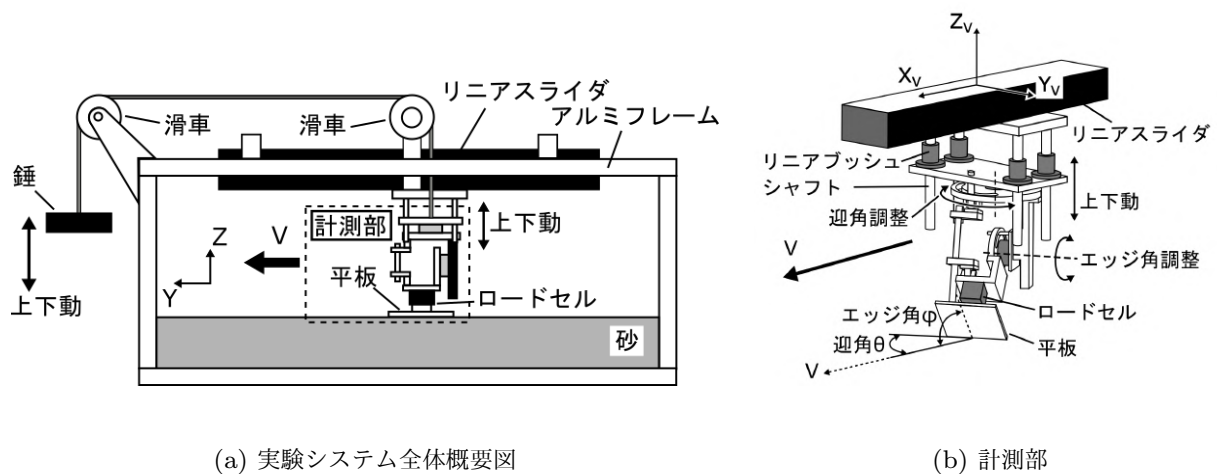
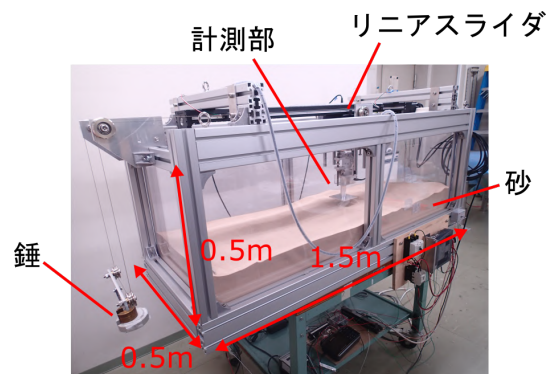
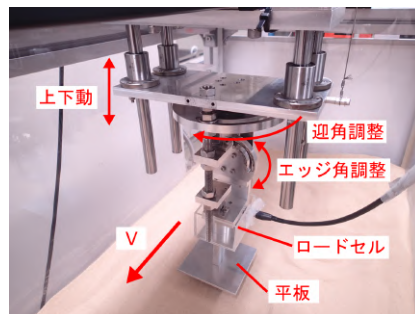


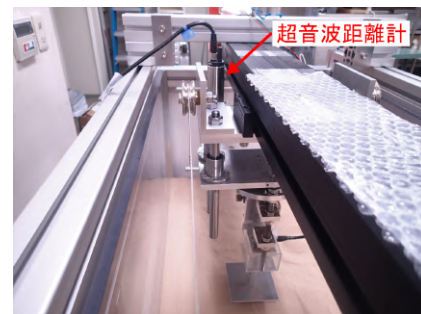
Fig. 3.4 平板と砂の反力計測実験システム



(a) 実験システム全体図

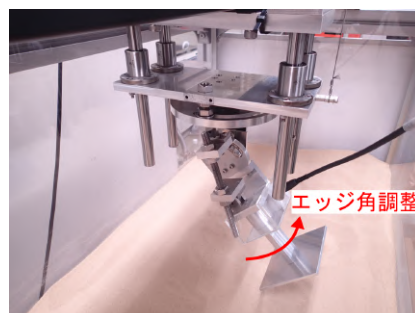


(b) 計測部

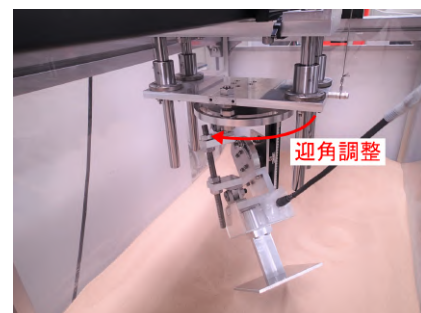


(c) 超音波距離計

図 3.5 平板と砂の反力計測実験システムの計測部



(a) エッジ角調整



(b) 迎角調整

Fig. 3.6 平板の姿勢角調整

Table. 3.1 平板と砂の反力計測実験システムの仕様

機器名称	値	単位
実験システムの大きさ	$1.5 \times 0.6 \times 0.6$	[m]
平板の大きさ	$10 \times 10 \times 5$	[cm]
実験砂	豊浦標準砂	
砂の深さ	15 ~ 20	[cm]
リニアスライダの移動速度 (THK 製 SKR55)	0 ~ 1	[m/s]
ロードセル計測範囲 (レプトリノ製 CFS)	0 ~ 100	[N]
超音波距離センサ (キーエンス製 UD-300)	6 ~ 30	[cm]

3.3.2 平板と砂の反力計測実験の実験方法および実験条件

平板と砂の反力計測実験の実験方法について述べる．

- (1) 初めに，実験砂を手動でよく攪拌し，その後 Fig. 3.7 に示すトンボを計測部へ取り付け，並進運動させることで砂表面を平坦化する．これにより，砂表面の斜度は $0.5[\text{deg}]$ 以下となる．
- (2) 次に計測部の平板のエッジ角 ϕ および迎角 θ を調整する．
- (3) 姿勢角調整した平板の最下端を砂表面の高さと一致するように，平板の高さを調整する．この平板の最下端と砂表面が接した状態を平板の沈み込みの 0 点に設定する．
- (4) 平板に荷重 W をかける．これにより平板は砂に若干沈み込んだ状態で静止状態となる．
- (5) この平板に荷重をかけた状態でリニアスライダにより平板を一定速度で並進運動させ，その時に平板が砂から受ける反力をロードセルにより測定する．

以上の実験方法により，反力の計測を行う．

平板と砂の反力計測実験の実験条件を Table.3.2 に示す．Table 3.2 の平板の姿勢角条件（エッジ角 ϕ ，迎角 θ ），平板への荷重 W が本実験の実験パラメータである．平板の移動速度 V は 1[cm/s] とした．これは，事前実験において平板の移動速度を 1~50[cm/s] まで変化させても，反力の大きさがほとんど変化がなかったため，低速で安定した実験結果を得るためである．この反力に速度依存性が無いことは，本実験が参考とした Chen Li らによる RFT モデル構築実験においても論文中に同様の記述がある．

Table. 3.2 反力モデル構築実験の実験パラメータ

項目	値	単位
エッジ角 ϕ	10, 22.5, 45, 67.5, 80	[deg]
迎角 θ	0, 22.5, 45, 67.5, 90	[deg]
平板への荷重 W	0.5, 1.0, 1.5	[kg]
平板の移動速度 V	1	[cm/s]
計測部移動距離 L	70	[cm]

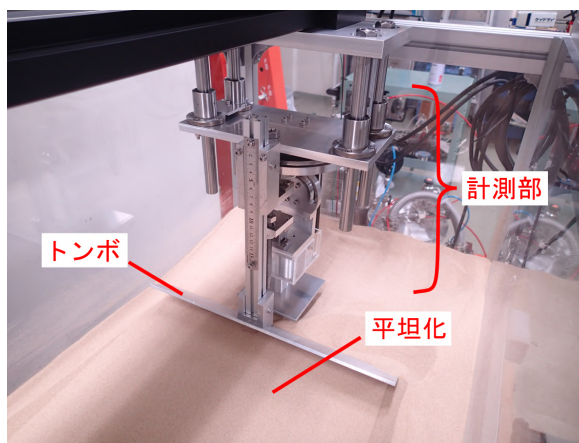


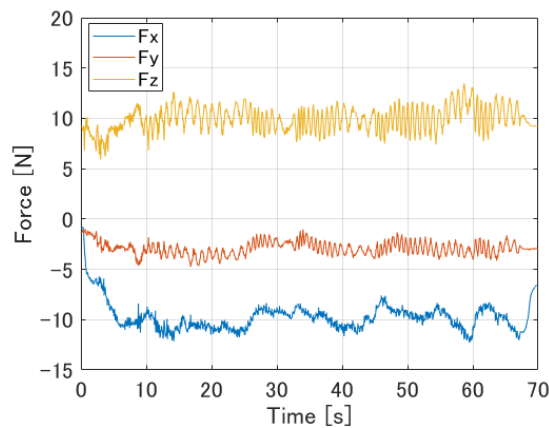
Fig. 3.7 トンボによる砂表面の平坦化

3.3.3 平板と砂の反力計測実験の実験結果

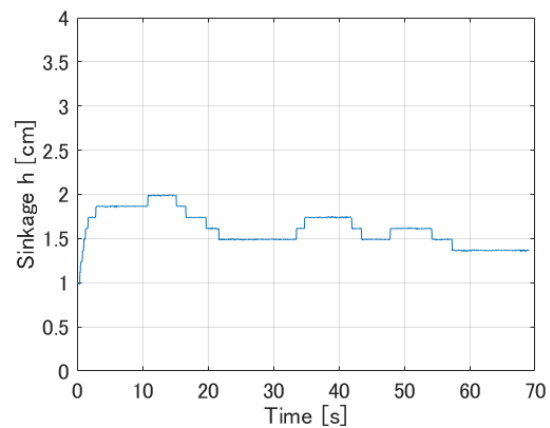
Fig. 3.8 から Fig. 3.10 に平板の砂の反力計測実験の実験結果を示す．なお，本項では実験結果のみを示し，実験結果の考察は 3.3.4 項で述べる．

平板並進移動中の平板に作用する反力と沈み込み深さ

Fig. 3.8 にエッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ ，迎角 $\theta = 45[\text{deg}]$ ，平板への荷重 $W = 1.0[\text{kg}]$ の計測結果を代表させて示す．Fig. 3.8 の $t = 0[\text{s}]$ から平板が速度 $V = 1[\text{cm/s}]$ で並進運動する．Fig. 3.8(a) は，平板に作用する各軸方向の反力の計測結果を示しており，ロードセルで計測された力を座標変換し Fig. 3.4(b) の実験システムに固定された座標系 (X_V - Y_V - Z_V 系) で示している．この座標系は，平板の並進運動方向が X_V 軸と一致しており， Z_V 軸が鉛直上向き， Y_V 軸は X_V 軸と Z_V 軸に直交方向である．ロードセルの 0 点は平板を姿勢調整し，砂面に落とす直前とした．Fig. 3.8(b) は平板の沈み込み深さ h の計測結果を示している．沈む込み深さ h の向きは，Fig. 3.5(b) の Z_V 軸負方向であり，平板が砂に沈み込むと値が大きくなる．平板の沈み込み深さ h の 0 点は，平板を姿勢角調整した後，平板の最下端が砂面に接触する直前に設定した．



(a) 実験中の平板に作用する反力

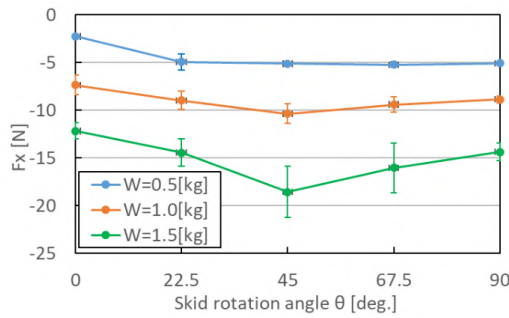


(b) 実験中の平板の沈み込み深さ

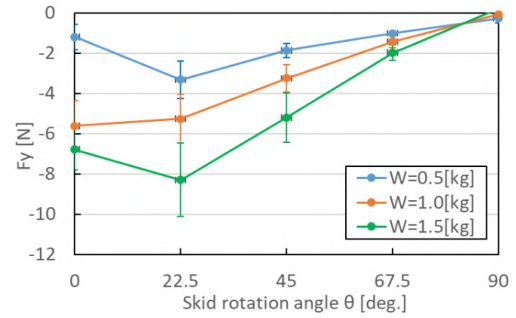
Fig. 3.8 平板と砂の反力計測実験の結果．エッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ ，迎角 $\theta = 45[\text{deg}]$ ，荷重 $W = 1.0[\text{kg}]$ ．

各荷重条件による平板に作用する反力と沈み込み深さ（エッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ ）

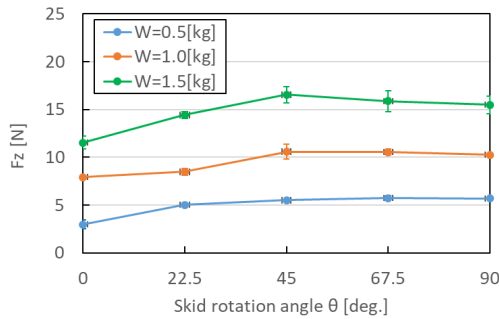
Fig. 3.9 にエッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ ，迎角 $\theta = 0 \sim 90[\text{deg}]$ の平板に作用する反力 F と平板の沈み込み深さ h を示す．Fig. 3.9 は，Fig. 3.8 の結果の平板の反力と沈み込み深さが一定となっている区間の計測結果を平均化して値を求め，さらに同実験条件を 3 回おこなった結果の平均値である．Fig. 3.9 のエラーバーは 3 回計測の標準偏差で表している．



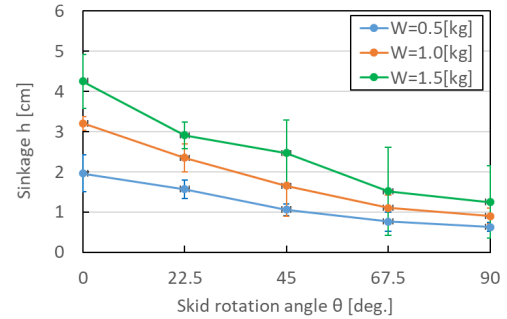
(a) X_V 軸方向反力 F_X



(b) Y_V 軸方向反力 F_Y



(c) Z_V 軸方向反力 F_Z



(d) 平板の沈み込み深さ h

Fig. 3.9 各荷重条件の平板に作用する反力と沈み込み深さの計測結果．エッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ ．

姿勢角変化による平板に作用する反力と沈み込み深さ

Fig. 3.10 にエッジ角 $\phi=10\sim80[\text{deg}]$ ，迎角 $\theta=0\sim90[\text{deg}]$ ，平板への荷重 $W=1[\text{kg}]$ の条件の平板に作用する反力 F と平板の沈み込み深さ h の結果を代表させて示す．この結果は，Fig. 3.8 の結果の平板の反力と沈み込み深さが一定となっている区間の計測結果を平均化して値を求め，さらに各実験条件を 3 回計測し，各計測の反力と沈み込み深さの結果を平均化した値で表している．なお，Fig. 3.10 はグラフ形状を見やすくするために，グラフの視点が各図で異なっているので注意されたい．

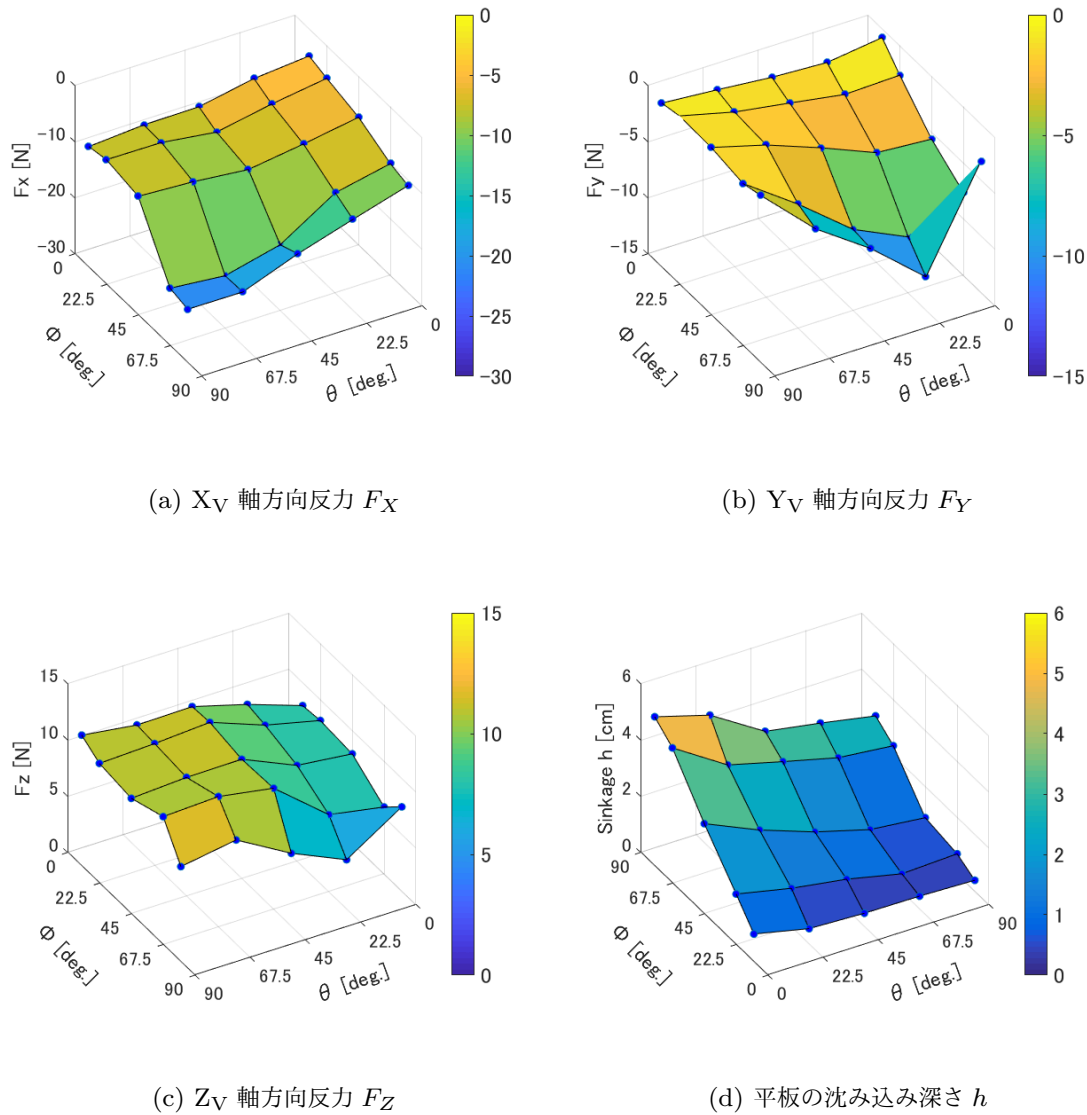


Fig. 3.10 平板に作用する反力と沈み込み深さ．エッジ角 $\phi = 10\sim80[\text{deg}]$ ，迎角 $\theta=0\sim90[\text{deg}]$ ，荷重 $W=1[\text{kg}]$ ．

3.3.4 平板と砂の反力計測実験の実験結果の考察

考察 1：平板並進移動中の平板に作用する反力と沈み込み深さ

Fig. 3.8 の結果について考察する．Fig. 3.8(b) より，平板の沈み込み深さ h は $t=0$ [s] で 1[cm] 程度である．これは，平板に荷重を掛けた静止状態において，平板が砂に 1[cm] 沈み込んでいることを表している．次に， $t=0$ [s] の平板の並進移動開始から $t=3$ [s] までの間にさらに 1[cm] 程度沈み込み，その後は沈み込み深さ $h = 1.5 \sim 2.0$ [cm] の間で一定に推移している．Fig. 3.8(a) の平板に作用する反力 F は， $t = 0 \sim 10$ [s] の間で各軸の反力 F の絶対値は大きくなっていき， $t=10$ [s] 以降は，各軸の反力が幅 5[N] で一定に推移している．さらに，一定となったところの F_Z の絶対値はおよそ 10[N] である．これは，平板に掛けた荷重 $W = 1$ [kg](≈ 10 [N]) と同程度の大きさとなっている．これは，平板の沈み込みにより鉛直方向の反力 F_Z は大きくなっていくが， F_Z が荷重 W と釣り合ったところで沈み込み深さ h が一定となることを示している．

考察 2：各荷重条件による平板に作用する反力と沈み込み深さ（エッジ角 $\phi = 45$ [deg]）

Fig. 3.9 の結果について考察する．まず，Fig. 3.9(c) において，各荷重条件 W の値と鉛直方向の平板の反力 F_Z が同程度の大きさとなっていることがわかる．つまり，荷重 $W = 0.5$ [kg] の場合は $F_Z \approx 5$ [N] 程度，荷重 $W = 1.0$ [kg] の場合は $F_Z \approx 10$ [N] 程度，荷重 $W = 1.5$ [kg] の場合は $F_Z \approx 15$ [N] 程度となっている．次に Fig. 3.9(a), (b) をみると，各姿勢条件において，荷重 W の一定量変化に伴い， F_X, F_Y は大きさが一定量が変化していることがわかる．つまり，各姿勢角条件において，荷重 W と F_X, F_Y には比例の関係があることがわかる．また， F_X, F_Y は平板の迎角 θ の変化に伴い平板に作用する反力 F_X, F_Y が変化することがわかる．Fig. 3.9(d) の平板の沈み込み深さ h は迎角 θ の変化に伴い，沈み込み量が変化しており，迎角が小さいほど沈み込みが大きくなっている．

考察 3：姿勢角変化による平板に作用する反力と沈み込み深さ

Fig. 3.10 の結果について考察する．Fig. 3.10(c) より，各姿勢条件においても平板に作用する反力 F_Z は 10[N] 程度であり，荷重 $W = 1$ [kg](≈ 10 [N]) と同程度となっている．Fig. 3.10(a) より F_X はエッジ角が大きいほど反力が大きくなり，迎角については 22.5 [deg] 付近が反力が大きくなる．Fig. 3.10(b) の F_Y はエッジ角と迎角が小さいほど F_Y の絶対値は小さくなり，エッジ角と迎角が大きいほど F_Y の絶対値は大きくなる．Fig. 3.10(c) より，平板の沈み込み深さ h はエッジ角が大きいほど沈み込み量が大きくなり，迎角が小さいほど沈み込み量が大きくなる．

実験結果考察のまとめ

これらの考察をまとめると以下ようになる．

- (1) 平板に作用する反力 F_Z は平板の姿勢によらず，平板に加えた荷重 W と同程度の大きさとなる．
- (2) X_V 軸方向の反力 F_X ， Y_V 軸方向の反力 F_Y は平板の姿勢角変化に伴って変化する．
- (3) 平板に加える荷重 W が一定量変化すると， F_X ， F_Y も一定量変化する．さらに，(1) の荷重 W と平板の反力 F_Z は同程度の大きさとなることから， F_Z が一定量変化すると F_X ， F_Y が一定量変化するとも言える．したがって， F_X ， F_Y と F_Z には比例関係がある．

3.4 反力モデルのモデル化

3.3 節の結果から反力モデルを構築する．3.3.4 項の考察より，平板に加えた荷重 W と平板の反力 F_Z は同程度の大きさとなり，さらに F_X , F_Y と F_Z には比例関係がある．したがって，平板の反力 F_Z はその平板に加わる荷重条件がわかれば良いことになる．これは，本研究の小型着陸機のそり滑走を考えたとき，そりに加わる荷重条件は，機体の重量，さらに機体の姿勢状態と運動状態から定まり，それによりそり反力 F_Z を求めることができる．その方法については，4 章の数値解析手法 (4.1.6 項) で示すこととする．そのため，本節では F_Z は与えられていることとし， F_X , F_Y についてモデル化を行う．

3.3 節の結果より， F_X , F_Y はエッジ角 ϕ と迎角 θ により変化し，さらに F_Z に対して比例関係がある．そのため，本研究ではモデル式が式 (3.13)，式 (3.14) のようになると仮定する．

$$F_X = \alpha_X(\phi, \theta) \cdot F_Z \quad (3.13)$$

$$F_Y = \alpha_Y(\phi, \theta) \cdot F_Z \quad (3.14)$$

式 (3.13)，式 (3.14) の $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$ は，その姿勢角であるエッジ角 ϕ と迎角 θ をパラメータとした比例係数を表す関数である．任意の姿勢における $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$ の値は，実験値の F_X , F_Y から F_Z を割ることで得られる．ここで，実験値より得られる比例係数を α_X^{exp} , α_Y^{exp} と表記することにする．

Fig. 3.11 に横軸を迎角 θ としたときの，エッジ角 $\phi = 45[\text{deg}]$ の α_X^{exp} と α_Y^{exp} を示す．Fig. 3.12 より α_X^{exp} , α_Y^{exp} は荷重 W によらず同程度となることがわかる．この結果は，他のエッジ角条件でも同様である．

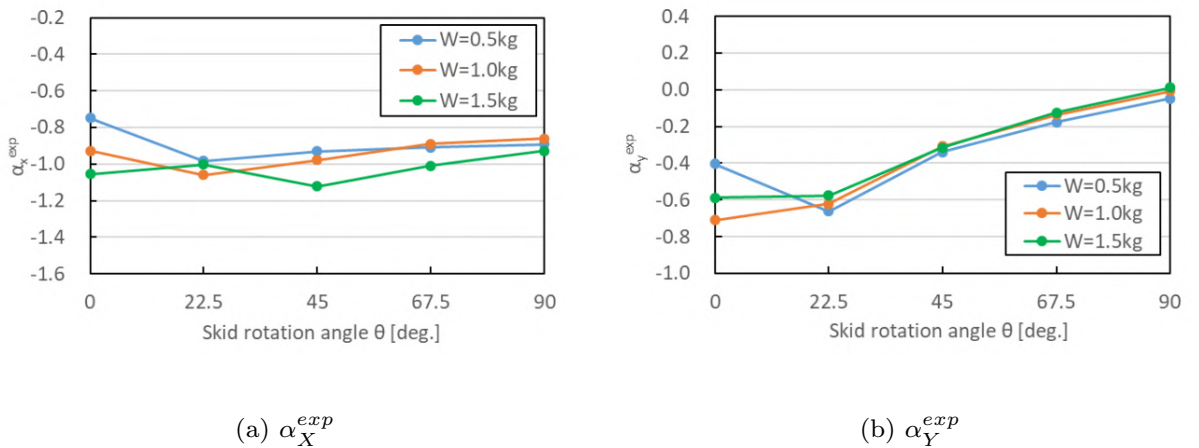


Fig. 3.11 平板の任意の姿勢における α_X^{exp} , α_Y^{exp}

この結果より、各荷重の α_X^{exp} , α_Y^{exp} を平均化し、 α_X^{avr} , α_Y^{avr} を作る (Fig. 3.12). Fig. 3.12 の α_X^{avr} , α_Y^{avr} を式 (3.15), 式 (3.16) に示す 4 次の多項式近似式によりフィッティングし、関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$ を得る. 多項式近似フィッティングには MATLAB の Curve Fitting Tool を利用した. Table. 3.3, Table. 3.4 にフィッティングにより求めた多項式近似式の各係数を示す. Fig. 3.13 は多項式近似によりフィッティングした関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$ であり、図中の青いマーカーは α_X^{avr} , α_Y^{avr} を表している.

式 (3.15), (3.16) に、エッジ角 ϕ と迎角 θ を与えて、任意の姿勢における比例係数 α_X , α_Y を求め、式 (3.13) と式 (3.14) に α_X , α_Y およびその反力 F_Z を与えれば、反力 F_X , F_Y が算出できる.

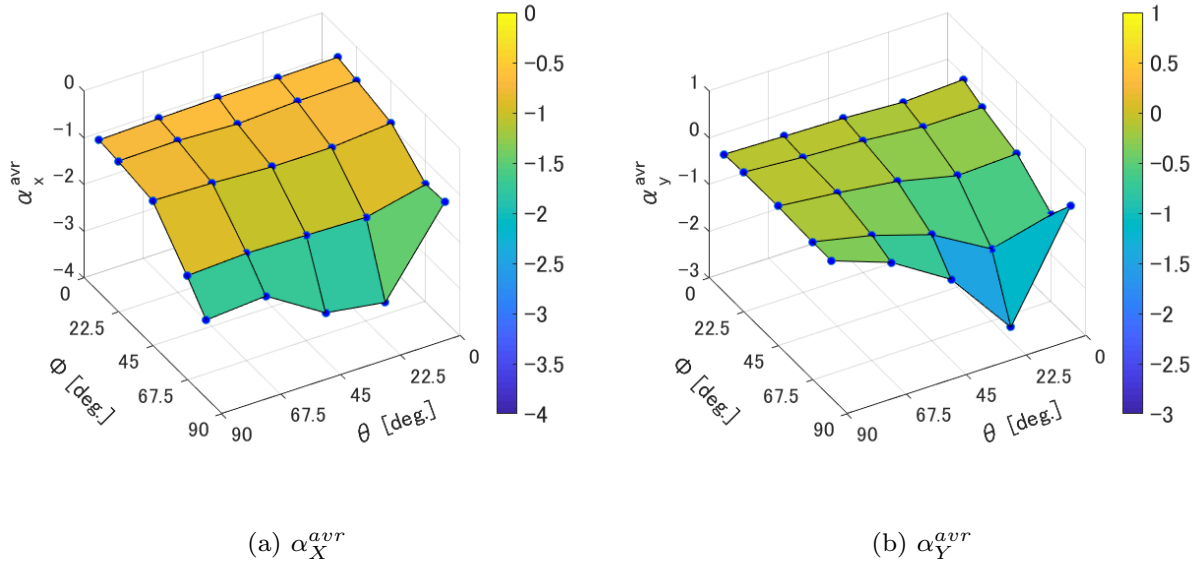


Fig. 3.12 平板の任意の姿勢における α_X^{avr} , α_Y^{avr}

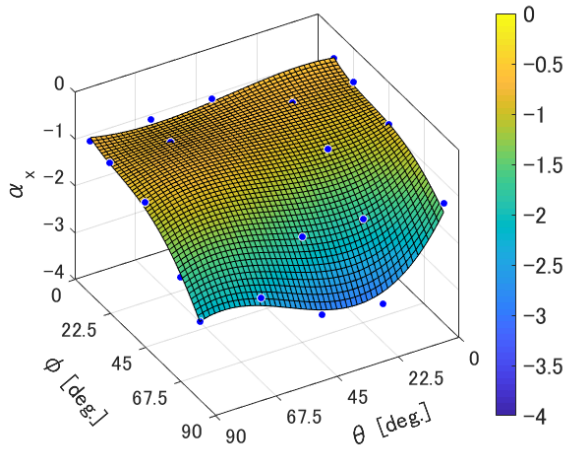
$$\begin{aligned}
 \alpha_X(\theta, \phi) = & p_{00} + p_{10} \cdot \theta + p_{01} \cdot \phi \\
 & + p_{20} \cdot \theta^2 + p_{11} \cdot \theta \cdot \phi + p_{02} \cdot \phi^2 \\
 & + p_{30} \cdot \theta^3 + p_{21} \cdot \theta^2 \cdot \phi + p_{12} \cdot \theta \cdot \phi^2 + p_{03} \cdot \phi^3 \\
 & + p_{40} \cdot \theta^4 + p_{31} \cdot \theta^3 \cdot \phi + p_{22} \cdot \theta^2 \cdot \phi^2 + p_{13} \cdot \theta \cdot \phi^3 + p_{04} \cdot \phi^4 \quad (3.15)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \alpha_Y(\theta, \phi) = & q_{00} + q_{10} \cdot \theta + q_{01} \cdot \phi \\
 & + q_{20} \cdot \theta^2 + q_{11} \cdot \theta \cdot \phi + q_{02} \cdot \phi^2 \\
 & + q_{30} \cdot \theta^3 + q_{21} \cdot \theta^2 \cdot \phi + q_{12} \cdot \theta \cdot \phi^2 + q_{03} \cdot \phi^3 \\
 & + q_{40} \cdot \theta^4 + q_{31} \cdot \theta^3 \cdot \phi + q_{22} \cdot \theta^2 \cdot \phi^2 + q_{13} \cdot \theta \cdot \phi^3 + q_{04} \cdot \phi^4 \quad (3.16)
 \end{aligned}$$

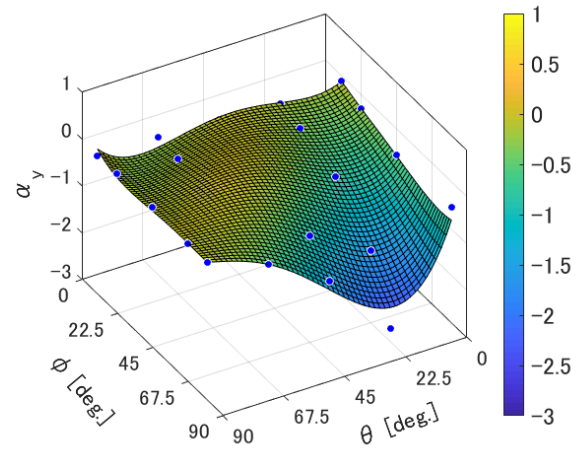
α_X	
p_{00}	-0.2486
p_{10}	0.00705
p_{01}	-0.0517
p_{20}	-0.0006146
p_{11}	0.0003943
p_{02}	0.001653
p_{30}	6.623e-6
p_{21}	1.699e-5
p_{12}	-2.218e-5
p_{03}	-2.224e-5
p_{40}	-8.92e-9
p_{31}	-2.229e-7
p_{22}	2.108e-7
p_{13}	9.842e-9
p_{04}	8.626e-8

α_Y	
q_{00}	0.1038
q_{10}	-0.02634
q_{01}	-0.02877
q_{20}	0.001658
q_{11}	-9.282e-5
q_{02}	0.0007483
q_{30}	-3.576e-5
q_{21}	2.733e-5
q_{12}	-1.308e-5
q_{03}	-1.421e-5
q_{40}	2.354e-7
q_{31}	-3.331e-7
q_{22}	2.742e-7
q_{13}	-8.569e-8
q_{04}	9.423e-8

Table. 3.3 関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$ の多項式近似式係数 Table. 3.4 関数 $\alpha_Y(\phi, \theta)$ の多項式近似式係数



(a) $\alpha_X(\phi, \theta)$



(b) $\alpha_Y(\phi, \theta)$

Fig. 3.13 多項式近似式によりフィッティングした関数 $\alpha_X(\phi, \theta)$, $\alpha_Y(\phi, \theta)$

3.5 反力モデルの妥当性評価実験

3.4 節で構築したそりと砂の反力モデルが実際の砂上のそり滑走に適用できるかを検証する必要がある。そこで本研究では、反力モデルの妥当性を評価する実験をおこなった。この実験では、小型のそり滑走実験機を製作し、その実験機を砂上でそり滑走させ、そのときにそりに作用する反力をロードセルで計測した。モデルの妥当性評価は、計測したそりの反力と、モデル式から求めた反力を比較することによりおこなう。

3.5.1 反力モデルの妥当性評価実験の実験方法

反力モデル妥当性評価実験の実験方法について述べる。本実験では Fig. 3.14 に示すように小型のそり滑走実験機を紐を介して電動ウインチにより一定速度で引張り、その時、小型そり滑走実験機の左そり部に取り付けたロードセルにより、そりに作用する反力を計測するというものである。また、そり滑走中の機体運動を後述するモーションキャプチャシステム (Optitrack) により計測する。

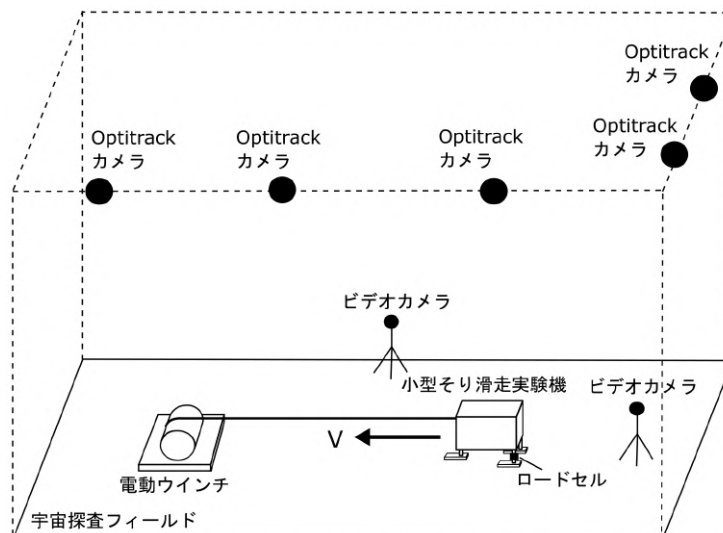


Fig. 3.14 反力モデル妥当性評価実験の実験概要図

3.5.2 反力モデルの妥当性評価実験の実験施設と実験機器

宇宙探査実験棟

実験は宇宙科学研究所の宇宙探査実験棟にて実施した (Fig. 3.15). この宇宙探査実験棟には、惑星表面を模擬した宇宙探査フィールドがあり、ローバの走行試験や着陸機の着陸実験などの用途に利用される. 宇宙探査フィールドの大きさは $22.6\text{m} \times 17.7\text{m}$ であり、フィールド内には珪砂 5 号（粒径 $0.3 \sim 0.6\text{mm}$ ）が敷かれている. さらに、フィールド内には斜度 $15 \sim 20$ 度の傾斜面がある.



(a) 宇宙探査実験棟外観



(b) 探査フィールド

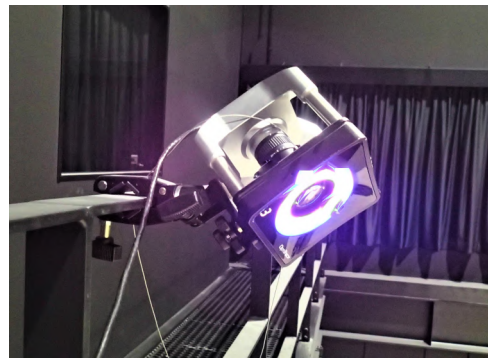
Fig. 3.15 宇宙探査実験棟 ©JAXA.

モーションキャプチャシステム (Optitrack)

モーションキャプチャシステムとは、物体に取り付けたマーカをカメラがトレースし、物体の3次元運動を計測する装置である。Fig. 3.16にあるように、複数台のカメラで探索フィールド内にある物体に張り付けたマーカを認識し、マーカの位置情報を計測する。反力モデルの妥当性評価実験では、このモーションキャプチャシステムを利用し機体のそり滑走運動の計測を行った。Fig. 3.17は小型そり滑走実験機に張り付けたマーカと解析ソフト上のマーカである。



(a) 宇宙探索フィールド内のモーションキャプチャシステム



(b) モーションキャプチャシステムのカメラ

Fig. 3.16 モーションキャプチャシステム

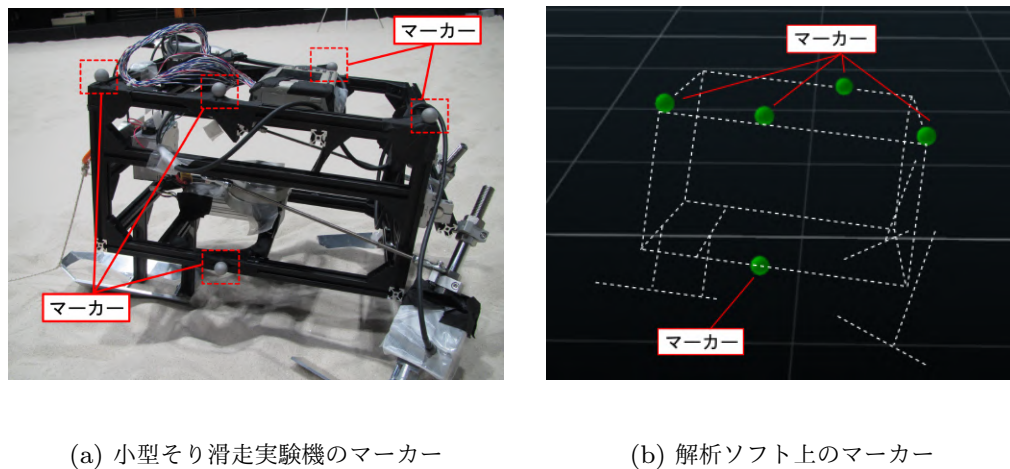


Fig. 3.17 小型そり滑走実験機に取り付けたマーカーと解析ソフト上のマーカー. (b) の白点線は小型そり滑走実験機のマーカー位置をわかりやすくするためにおおよその機体形状を描写したものであり、実際の解析ソフト上には描写されない.

モーションキャプチャシステムのキャリブレーション

モーションキャプチャシステムを利用するためには、はじめに空間の座標系を設定する必要がある. 座標系の設定は, Fig. 3.18 に示すキャリブレーションスクウェアを砂表面へ置き, 2つ水準器により水平面と重力方向軸を定める. さらに3つのマーカー位置によって水平面上の座標軸方向が決定される.

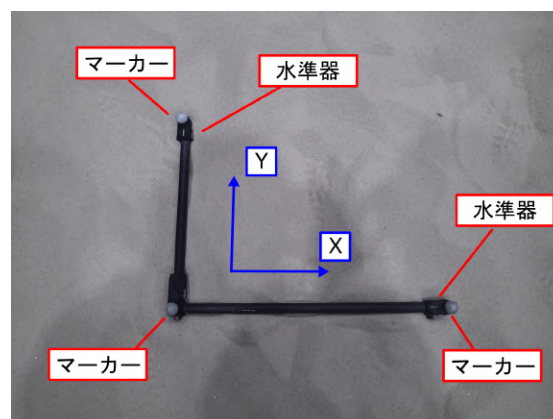


Fig. 3.18 キャリブレーションスクウェア

小型そり滑走実験機

本実験で利用した小型そり滑走実験機を Fig. 3.19 に示す．小型そり滑走実験機は左右のそりに角付け角および回旋角をつけた状態で固定している．さらに，左そりに治具を介してロードセルを取り付け，そり滑走中に左そりに作用する反力を計測し，計測データを機体上部にとりつけたデータロガーで記録する．機体前面には電動ウインチの紐をとりつける回転可動式のアイボルトが取り付けられている．

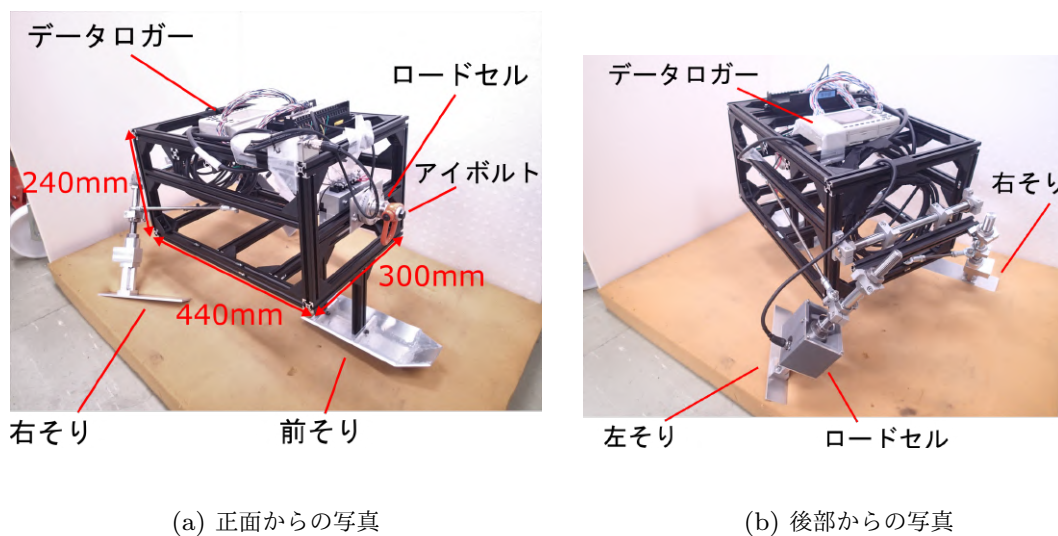


Fig. 3.19 小型そり滑走実験機

前そり形状

小型そり滑走実験機の前そりは Fig. 3.20 に示すような船形の形状とした．これは，前そりを平板とすると機体の若干の姿勢変化が生じた時に，前そりの先端部の砂への突き刺さりや前そりが逆エッジとなるためである．そのため，機体の姿勢角変化に対応できるように前そりを船形の形状とした．これにより，前そり先端部の砂への突き刺さりと逆エッジが防止できる．

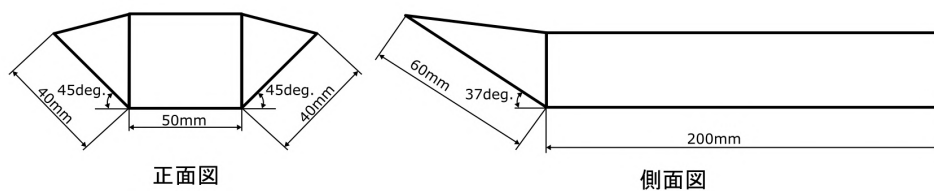


Fig. 3.20 前そりの形状

電動ウインチ

小型そり滑走実験機をそり滑走させるために利用した電動ウインチを Fig. 3.21 に示す。この電動ウインチは、回転リール部によりロープを巻き上げることができ、コントローラーにより巻き上げの速度制御が可能である。



Fig. 3.21 電動ウインチ (育良精機 CW-IV400)

反力モデル妥当性評価実験の実験機器の仕様

反力モデル妥当性評価実験で利用する実験機器の仕様を Table. 3.5 に示す。

Table. 3.5 反力モデル妥当性評価実験の実験機器の仕様

機器名称	値	単位
そり反力計測用 6 軸ロードセル (レプトリノ CFS034SA101)	0 ~ 100	[N]
データロガー (KEYENCE NR2000)		
電動ウインチ (育良精機 CW-IV400)	0.8 ~ 17	[m/min]

3.5.3 反力モデルの妥当性評価実験の実験条件

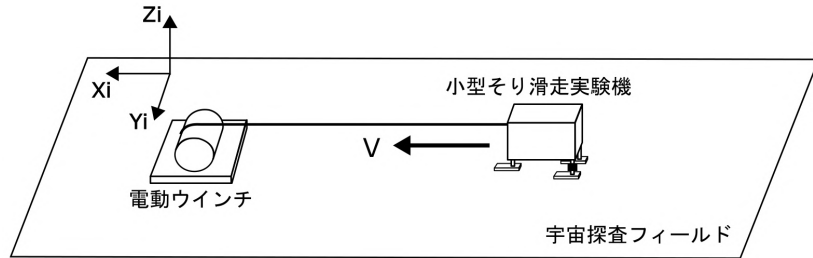
反力モデルの妥当性評価実験の実験条件を Table. 3.6 に示す.

Table. 3.6 反力モデル妥当性評価実験の実験条件

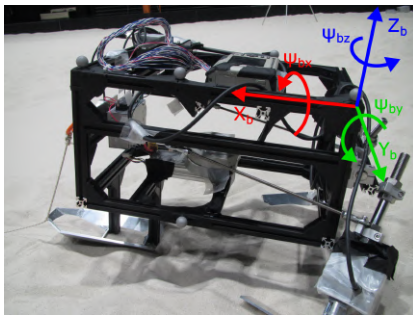
項目		値	単位
小型そり滑走実験機	重量	9.6	[kg]
	前そりの角付け角	0	[deg]
	前そりの回旋角	0	[deg]
	左右そりの角付け角	30	[deg]
	左右そりの回旋角	30	[deg]
データロガー	サンプリングレート	20	[ms]
モーションキャプチャシステム	サンプリングレート	100	[fps]
電動ウインチ	引張速度	0.2	[m/s]

3.5.4 座標系の定義

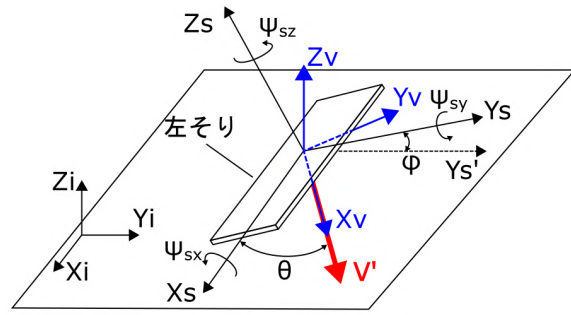
小型そり滑走実験機のそり滑走中の機体運動とそりに作用する反力を表現するための座標系を定義する. まず, 機体の位置および速度は Fig. 3.22(a) に示す慣性座標系 (X_i - Y_i - Z_i) により表現する. この慣性座標系は, 3.5.2 節で示したモーションキャプチャシステムで定義した座標系であり, 小型着陸機のそり滑走方向が X 軸方向になるように設定した. 次に, 機体姿勢を表現するために機体固定座標系 (X_b - Y_b - Z_b) を定義する (Fig. 3.22(b)). 機体姿勢は機体固定座標軸回りのオイラー角によって表現する. オイラー角の回転順序は, Z_b 軸- Y_b 軸- X_b 軸の順とする. 機体固定座標系は機体フレームに沿った方向とし, 初期値を慣性座標系と一致した状態とする. さらに, そりの姿勢を表現するために, そり固定座標系 (X_s - Y_s - Z_s) を定義する (Fig. 3.22(c)). そり姿勢もそり固定座標軸回りのオイラー角により表現する. オイラー角の回転順序は, Z_s 軸- Y_s 軸- X_s 軸の順とする. そり固定座標系についても, 初期値は慣性座標系と一致した状態とする. さらに, そりと砂の反力モデルを利用するために, Fig. 3.22(c) に示すそり速度座標系 (X_v - Y_v - Z_v) を定義する. そり速度座標系は反力モデルのための座標系であり, 式 (3.13) と式 (3.14) の F_X と F_Y はこの座標系に従う. そり速度座標系は X_v 軸がそりの速度ベクトルを地面に射影した速度ベクトル \dot{V} と一致しており, Z_v 軸ベクトルは地面と垂直方向である. Y_v 軸ベクトルは X_v 軸と Z_v 軸の直交方向である.



(a) 慣性座標系



(b) 機体固定座標系



(c) そり固定座標系とそり速度座標系

Fig. 3.22 反力モデル妥当性評価実験の座標系

3.5.5 反力モデルの妥当性評価実験の実験結果

Fig. 3.23 に反力モデル妥当性評価実験の様子, Fig. 3.24 にオプティトラックの結果から算出した機体速度, 姿勢, ロードセルの計測結果を示す. Fig. 3.24(a) は慣性座標系における機体速度である. この結果はオプティトラックの計測結果から求めた. Fig. 3.24(a) より, 小型そり滑走実験機は, $t=5[s]$ で滑走をはじめ, その後, X 軸方向速度 V_X がおよそ $0.2[m/s]$, V_Y, V_Z はおよそ $0[m/s]$ で滑走している. V_X が振れているのは, 電動ウインチによる糸の巻き取り時に生じた振動とモーションキャプチャシステムの計測誤差によるものである. 次に, Fig. 3.24(b) に左そり部に取り付けたロードセルの計測結果を示す. Fig. 3.24(b) の結果はそり固定座標系に従う. Fig. 3.24(b) をみると, 各軸方向の反力は, $t=5[s]$ のそり滑走開始と共に大きく低下し, その後, 一定で推移し, さらに $t=32.5[s]$ でまた大きくなる. これは, そり滑走に伴って機体が前そり側へ大きく荷重するためである. また, Fig. 3.24(c) より, 機体固定座標系のオイラー角 ψ_{by} が $t=5[s]$ のところで $5[deg]$ 程度変化しており, これは機体が前そり側へ傾いていることを表している.

また, Fig. 3.24(c),(d) より $t=7[s]$ は機体姿勢がおおよそ一定の状態で滑走していることが確認できる. なお, Fig. 3.24(a),(c),(d) の結果はモーションキャプチャシステムにより求めた結果であるが, 滑走の最後の方でカメラがマーカを認識しなくなったため, 滑走終了まで計測できていない. そのため, Fig. 3.24(b) のデータロガーによる計測結果よりも計測できたそり滑走時間が短くなっている.

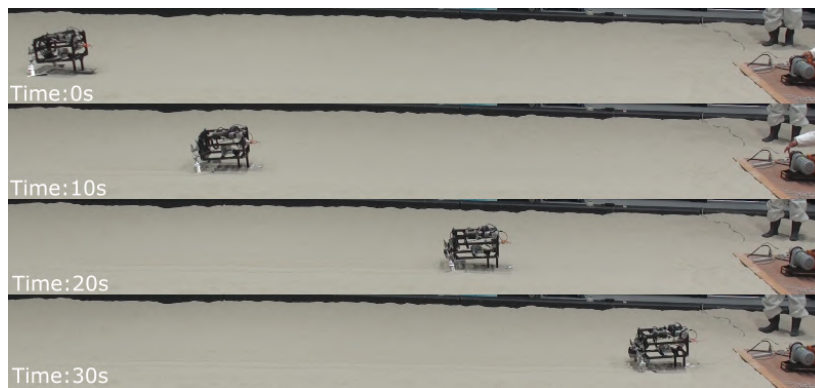
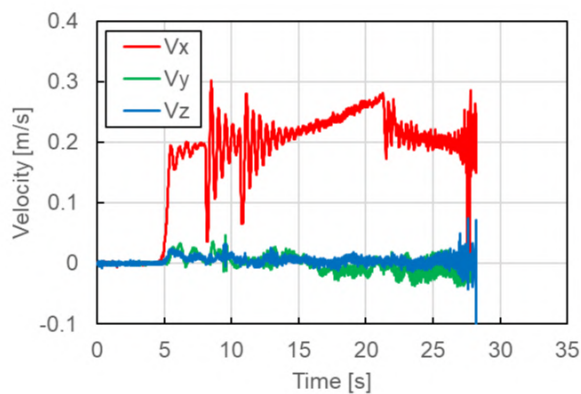
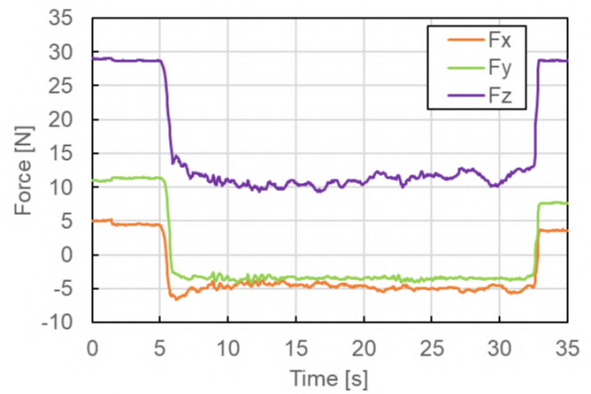


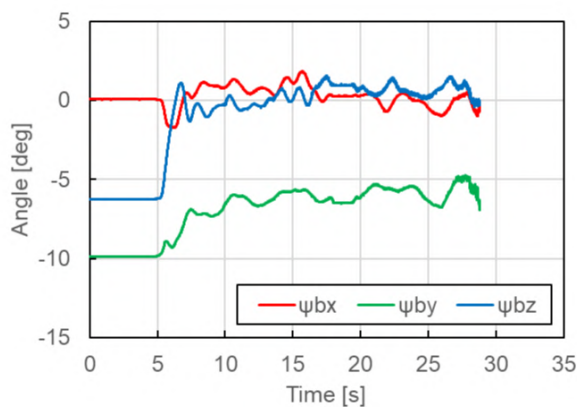
Fig. 3.23 反力モデル妥当性評価実験における小型そり滑走実験機のそり滑走



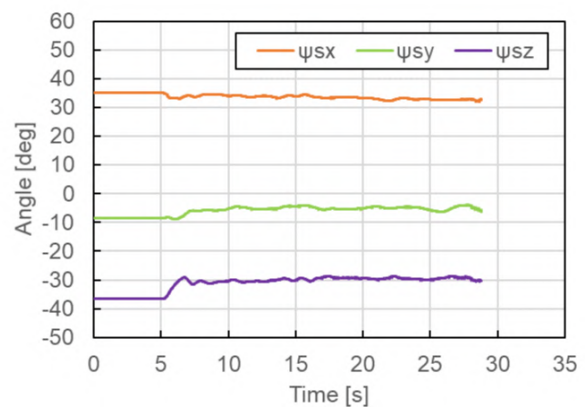
(a) 機体速度



(b) ロードセルで計測した反力



(c) 機体固定座標系のオイラー角変化



(d) そり座標系のオイラー角変化

Fig. 3.24 反力モデルの妥当性評価実験における小型そり滑走実験機の機体速度と姿勢とそりの反力. (a) は Fig. 3.22(a) の慣性座標系で表している. (b) と (d) は Fig. 3.22(c) のそり固定座標系, (c) は Fig. 3.22(b) の機体固定座標系にそれぞれ従い, ψ は各座標系におけるオイラー角を表している. オイラー角の回転は $Z-Y-X$ の順である.

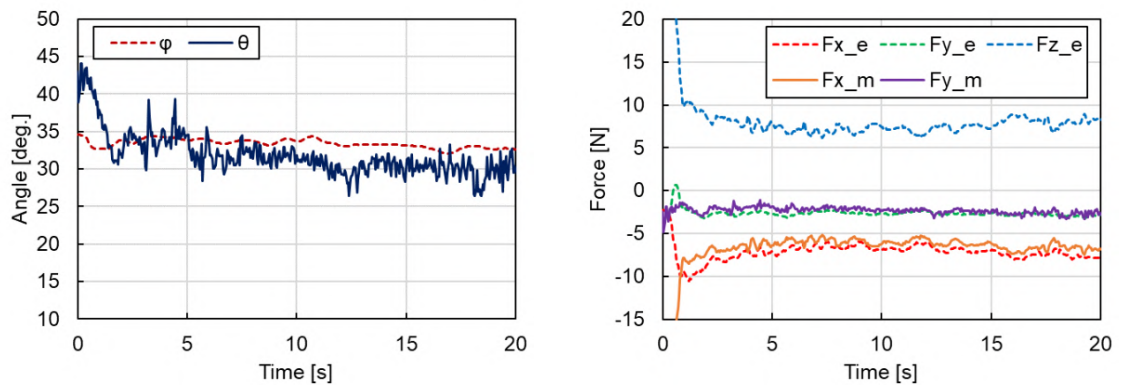
3.5.6 反力モデルの妥当性評価

Fig. 3.24(b) のロードセルにより計測したそりに作用する反力と 3 章で構築した反力モデルによる反力を比較し、反力モデルの妥当性評価をおこなう。両者の比較は、反力モデルの座標系（そり速度座標系）にておこなう。したがって、ロードセルにより計測したそり固定座標系の反力を Fig. 3.22(c) に示すそり速度座標系に座標変換する必要があるが、ここでは、結果のみを示すこととし、座標変換の方法については 5 章の数値解析手法で述べる。

実験結果と反力モデルの比較

Fig. 3.25(a) に左そりのオイラー角姿勢から算出した左そりのエッジ角 ϕ と迎角 θ を示す。Fig. 3.25(a) では、 $t=0[s]$ から小型そり滑走実験機が滑走を開始する。Fig. 3.25(a) より、エッジ角 ϕ と迎角 θ はおよそ $30[deg]$ 前後で推移している。

Fig. 3.25(b) にそり速度座標系で表したそりに作用する反力の実験結果 (F_{X_e} , F_{Y_e} , F_{Z_e}) と反力モデルにより算出した反力 (F_{X_m} , F_{Y_m}) を示す。Fig. 3.25(b) の点線が実験結果であり、実線が反力モデルによる結果である。反力モデルによる F_{X_m} と F_{Y_m} は、式 (3.13), 式 (3.14) に Fig. 3.25(a) の ϕ , θ と Fig. 3.25(b) の F_{Z_e} を与えて求めた。Fig. 3.25(b) より、実験結果の F_{X_e} と F_{Y_e} と反力モデルで算出した反力 F_{X_m} と F_{Y_m} がよく一致していることがわかる。これにより、3 章で構築した反力モデルが実機によるそり滑走においても適用できることが確認され、構築した反力モデルの妥当性を示すことができた。

(a) 実験における左そりのエッジ角 ϕ と迎角 θ

(b) 左そりに作用する反力

Fig. 3.25 反力モデル妥当性評価実験の実験結果と反力モデルによる反力の比較. (b) は破線が実験による反力であり、実線が反力モデルにより算出した反力である.

3.5.7 前そり反力モデルの導入

3.5 節のそり滑走実験において，小型そり滑走実験機の前そりを船形の形状とした．これは，機体の姿勢変化により前そりの先端部の砂への突き刺さりと逆エッジを回避するためである．この問題は，実際の小型着陸機にそり滑走移動機構を適用する場合においても同様に生じると考えられ，4 章のそり滑走シミュレーションにおいても，この船形の前そりの適用を検討する必要がある．しかしながら，3.4 節で構築したそりの反力モデルは，簡素な形状の平板を基に構築されたものであるため，小型そり滑走実験機で用いた船形の前そりのような複雑な形状への適用性についてはまだ検討されていない．そこで，4 章の数値解析においては，小型そり滑走実験機で用いた船形の前そりを小型着陸機に適用することを考え，3.3 節でおこなったそりと砂の反力計測実験を小型そり滑走実験機の前そりで実施する．その実験結果により前そりの反力モデルを新たに構築し，その前そり反力モデルをそり滑走シミュレーションで利用することとする．

なお本項では，3.3 節で示したそりと砂の反力モデル構築実験と同様の方法で反力計測実験とモデル構築をおこなうため，実験条件と実験結果，およびモデル化についてのみを示す．

前そり反力計測実験

前そり反力計測実験の実験条件を Table. 3.7 に示す．実験装置は，3.3 節のそりの反力計測実験と同様のシステムであり，平板の代わりに小型そり滑走実験機の前そりを利用する (Fig. 3.26)．

Table. 3.7 前そり反力計測実験の実験パラメータ

項目	値	単位
エッジ角 ϕ	-20, -10, 0, 10, 20	[deg]
迎角 θ	0, 10, 20	[deg]
前そりへの荷重 W	0.5, 1.0, 1.5	[kg]
前そりの移動速度 V	1	[cm/s]
計測部移動距離 L	70	[cm]

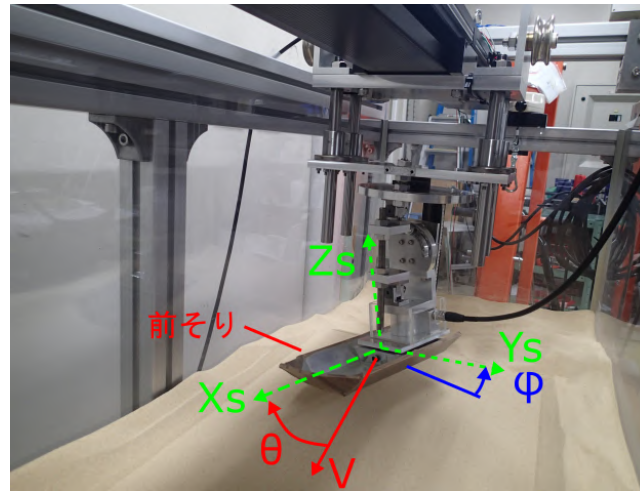
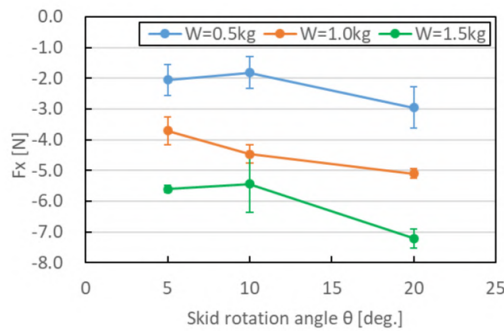
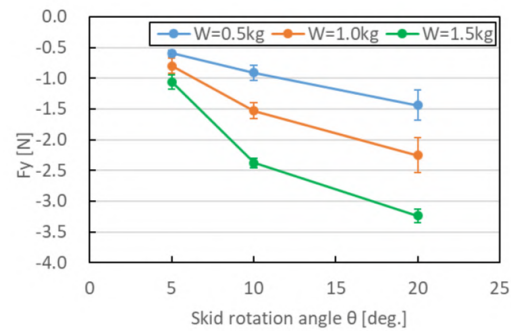
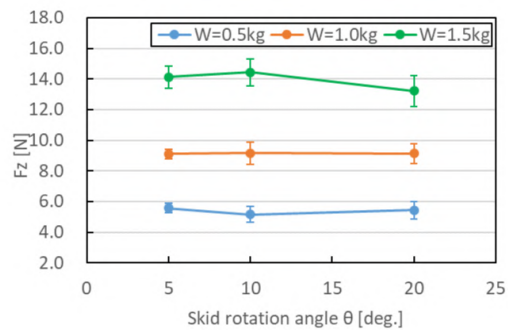


Fig. 3.26 前そり反力計測実験

前そり反力計測実験の結果

Fig. 3.27 にエッジ角 $\phi = 0[\text{deg}]$ の前そり反力計測実験の結果を代表させて示す. 3.3 節の反力計測実験の時と同様に, F_Z は荷重 W と同程度の大きさとなり, さらに各姿勢角において, 荷重 W が一定量変化すると F_X , F_Y も一定量変化するという比例関係があることがわかる. この関係は, 他のエッジ角条件においても同様である.

(a) X_V 軸方向反力 F_X (b) Y_V 軸方向反力 F_Y (c) Z_V 軸方向反力 F_Z Fig. 3.27 前そり反力計測結果. エッジ角 $\phi = 0[\text{deg}]$.

前そり反力モデルの構築

前そりの反力 F_Z が荷重 W と同程度の大きさであり、さらに F_X と F_Y が各姿勢角において荷重 $W(\approx F_Z)$ と比例関係にあることから、3.3 節の反力モデルの時と同様に F_X と F_Y を F_Z で正規化し、比例係数 α_X^{exp} , α_Y^{exp} を求める。エッジ角 $\phi = 0[\text{deg}]$ の α_X^{exp} , α_Y^{exp} を Fig. 3.28 に示す。

Fig. 3.28 より、 α_X^{exp} , α_Y^{exp} は荷重によらず同程度の値となる。

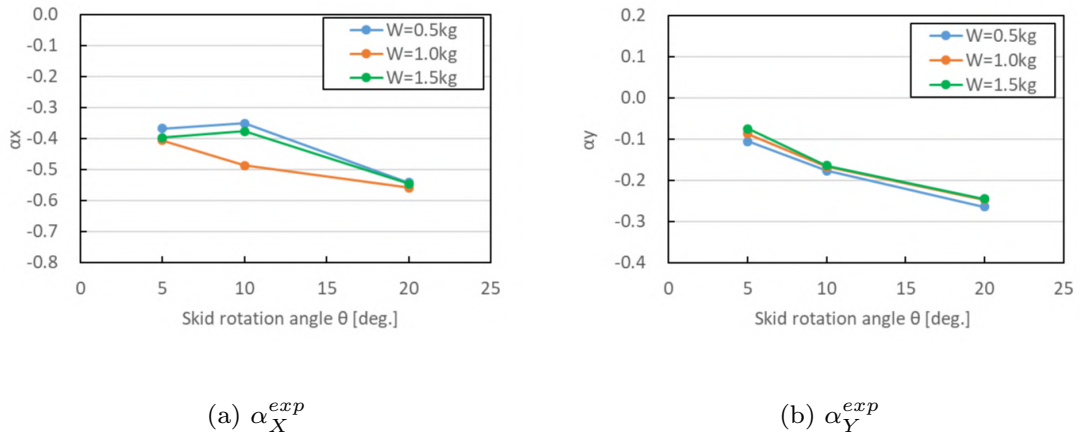


Fig. 3.28 エッジ角 $\phi = 0[\text{deg.}]$ の比例係数 α_X^{exp} , α_Y^{exp}

α_X^{exp} , α_Y^{exp} が荷重によらず同程度の値となるため、各荷重の α_X^{exp} , α_Y^{exp} を平均化し、各姿勢角における α_X^{avr} , α_Y^{avr} を求める。求めた各姿勢角の α_X^{avr} , α_Y^{avr} を 3.3 節の時と同様に 4 次の多項式近似式 (式 (3.17), 式 (3.18)) によりフィッティングする。ここで、前そりは左右対称の形状となっているため、迎角 $\theta < 0$ の反力は迎角 $\theta > 0$ の実験結果を利用して与え、関数のフィッティングをおこなった。多項式近似式の各係数値を Table. 3.8, Table. 3.9 に示す。またフィッティングした関数の結果を Fig. 3.29 に示す。

$$\begin{aligned}
 \alpha_{Xf}(\theta, \phi) = & p_{f00} + p_{f10} \cdot \theta + p_{f01} \cdot \phi \\
 & + p_{f20} \cdot \theta^2 + p_{f11} \cdot \theta \cdot \phi + p_{f02} \cdot \phi^2 \\
 & + p_{f30} \cdot \theta^3 + p_{f21} \cdot \theta^2 \cdot \phi + p_{f12} \cdot \theta \cdot \phi^2 + p_{f03} \cdot \phi^3 \\
 & + p_{f40} \cdot \theta^4 + p_{f31} \cdot \theta^3 \cdot \phi + p_{f22} \cdot \theta^2 \cdot \phi^2 + p_{f13} \cdot \theta \cdot \phi^3 \\
 & + p_{f04} \cdot \phi^4
 \end{aligned} \tag{3.17}$$

$$\begin{aligned}
\alpha_{Yf}(\theta, \phi) = & q_{f00} + q_{f10} \cdot \theta + q_{f01} \cdot \phi \\
& + q_{f20} \cdot \theta^2 + q_{f11} \cdot \theta \cdot \phi + q_{f02} \cdot \phi^2 \\
& + q_{f30} \cdot \theta^3 + q_{f21} \cdot \theta^2 \cdot \phi + q_{f12} \cdot \theta \cdot \phi^2 + q_{f03} \cdot \phi^3 \\
& + q_{f40} \cdot \theta^4 + q_{f31} \cdot \theta^3 \cdot \phi + q_{f22} \cdot \theta^2 \cdot \phi^2 + q_{f13} \cdot \theta \cdot \phi^3 \\
& + q_{f04} \cdot \phi^4
\end{aligned} \tag{3.18}$$

α_{Xf}	
p_{f00}	-0.3788
p_{f10}	4.867e-18
p_{f01}	-7.562e-18
p_{f20}	-0.002403
p_{f11}	0.001657
p_{f02}	-0.0006156
p_{f30}	-1.882e-20
p_{f21}	6.941e-21
p_{f12}	-5.9e-21
p_{f03}	1.024e-20
p_{f40}	5.431e-06
p_{f31}	-2.496e-06
p_{f22}	-1.355e-07
p_{f13}	-1.325e-06
p_{f04}	6.792e-07

Table. 3.8 前そり反力関数 α_{Xf} の多項式近似式係数

α_{Yf}	
q_{f00}	-5.589e-17
q_{f10}	0.01955
q_{f01}	-0.04684
q_{f20}	6.103e-19
q_{f11}	-5.395e-19
q_{f02}	7.109e-19
q_{f30}	-4.612e-05
q_{f21}	-1.932e-05
q_{f12}	-3.578e-06
q_{f03}	7.984e-05
q_{f40}	-1.383e-21
q_{f31}	1.354e-21
q_{f22}	2.243e-21
q_{f13}	4.516e-22
q_{f04}	-3.034e-21

Table. 3.9 前そり反力関数 α_{Yf} の多項式近似式係数

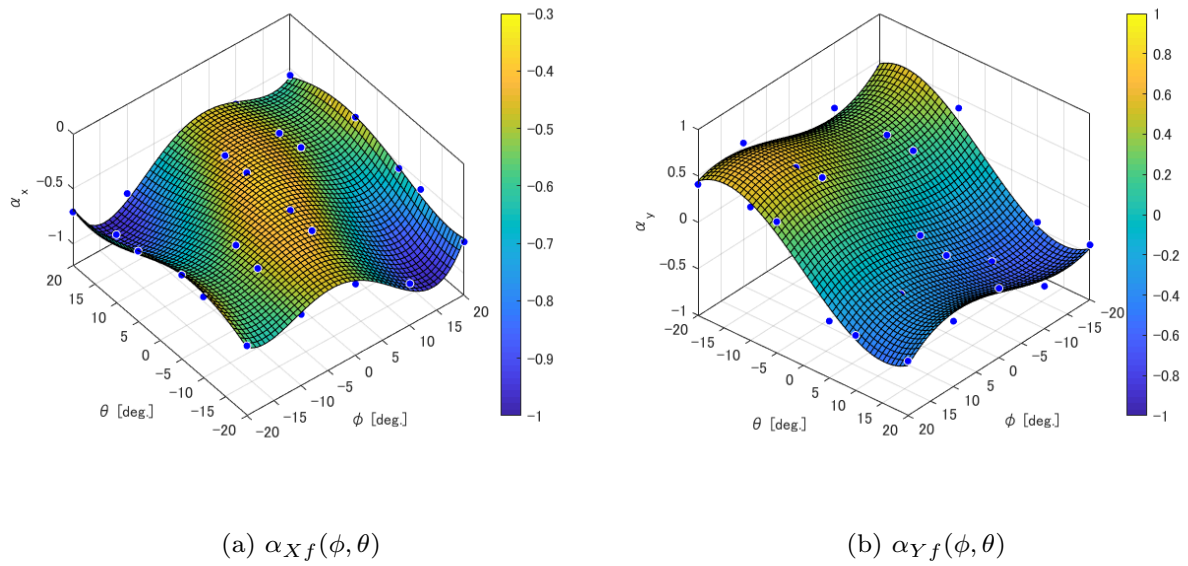


Fig. 3.29 多項式近似によりフィッティングした前そり反力関数 $\alpha_{Xf}(\phi, \theta)$, $\alpha_{Yf}(\phi, \theta)$

第 4 章

小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーション

本章では，3 章で構築したそりと砂の反力モデルを利用して，小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーションをおこなう．そり滑走シミュレーションの目的は，本研究で提案する機体案とターン方法の有効性を示し，さらにそり滑走性向上のためにそり姿勢角とそり位置がそり滑走性に与える影響を明らかとすることである．この目的のために，以下に示す項目 1 から項目 4 についてそり滑走シミュレーションをおこなう．項目 4 は，左右そりの姿勢をプルークボーゲンで固定した状態でそり滑走を実現するという本研究の提案とは異なるが，雪上のスキー滑走のように，左右そりに姿勢角差をつけることでターンが可能になるかを評価することで，将来的にそり滑走方法の 1 つになり得ると考えたため，シミュレーションをおこなう．

項目 1 提案するターン方法の評価

項目 2 そり姿勢がそり滑走性に与える影響の評価

項目 3 そり配置がそり滑走性に与える影響の評価

項目 4 左右そりの姿勢角差によるターンの評価

4.1 そり滑走シミュレーションの数値解析手法

本節では，そり滑走シミュレーションの数値解析法について説明する．

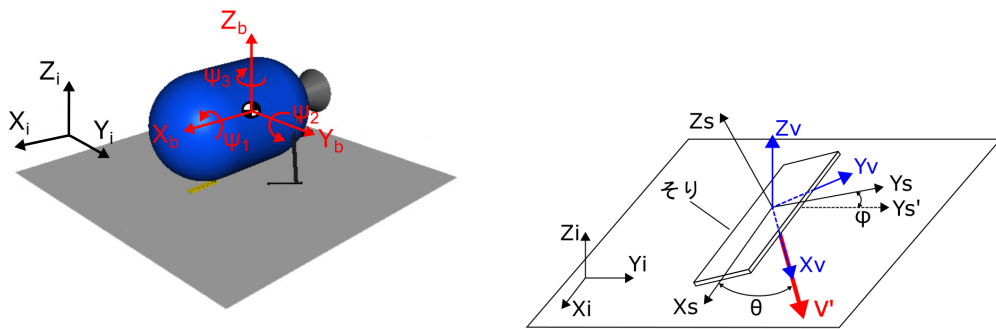
4.1.1 数値解析の前提条件

数値解析の前提条件を以下に示す．

- シミュレーションにおける機体は1剛体系とし，機体の弾性などは考慮しない．
- そりと砂地面の接触は，そり中心の1点とし，その接触点に反力が働く．

4.1.2 数値解析における座標系の定義

そり滑走シミュレーションでは，3次元の機体運動を考える．はじめに，物体の運動を記述するための座標系を定義する．Fig. 4.1(a) に示すように，空間における機体の並進運動を表現するための地面に固定した慣性座標系 $X_i-Y_i-Z_i$ ，および機体の姿勢を表現するための機体に固定した機体固定座標系 $X_b-Y_b-Z_b$ を定義する．さらに，Fig. 4.1(b) に示すように，そりの姿勢を表現するためのそりに固定したそり固定座標系 $X_s-Y_s-Z_s$ ，3章のそり反力モデルによりそりと砂の反力を算出するためのそり速度座標系 $X_v-Y_v-Z_v$ を定義する．



(a) 慣性座標系と機体固定座標系

(b) そり固定座標系とそり速度座標系

Fig. 4.1 そり滑走シミュレーションにおける座標系の定義

4.1.3 そり滑走における機体の運動方程式

3次元空間上の機体運動は、慣性座標系における3軸方向の並進運動と、機体固定座標系の3軸回りの回転運動により表現できる。本数値解析では、機体の並進運動を式(4.1)に示すニュートンの運動方程式、機体の回転運動を式(4.2)に示すオイラーの運動方程式により記述し、これらの微分方程式を4次のルンゲクッタにより数値積分することで、時々刻々の機体の座標、速度、姿勢角、角速度を算出する。式(4.1)の M は機体質量、 F は機体に作用する外力、 g は重力加速度であり、それぞれ慣性座標系に従う。式(4.2)の J は機体の慣性モーメント、 ω は機体固定座標軸回りの角速度、 T は機体固定座標軸回りの機体に作用するトルクである。

$$\begin{cases} M\ddot{x} = F_x \\ M\ddot{y} = F_y \\ M\ddot{z} = F_z + Mg \end{cases} \quad (4.1)$$

$$\begin{cases} J_x\dot{\omega}_x = (J_y - J_z)\omega_y\omega_z + T_x \\ J_y\dot{\omega}_y = (J_z - J_x)\omega_z\omega_x + T_y \\ J_z\dot{\omega}_z = (J_x - J_y)\omega_x\omega_y + T_z \end{cases} \quad (4.2)$$

4.1.4 数値解析の流れ

数値解析の流れを Fig. 4.2 により説明する。以下に記述する番号は Fig. 4.2 内の番号にそれぞれ対応している。

- (1) はじめに、そりの接地判定をおこなう。
- (2) そりの接地点数を取得する。
- (3) 接地しているそりについて、そりに作用する反力の計算をおこなう。
- (4) 計算したそりの反力が物理的に不適でないかを判定する。そりの垂直方向反力が $F_z < 0$ と計算されたそり接地点は地面がそりを引っ張ることになるため、物理的に不適とする。
- (5) 計算したそりの反力が物理的に不適な接地点については、そりの接地を解除する。この場合、接地解除したそり接地点を接地から除外し、再度、(3)のそり反力の計算をおこなう。例えば、はじめに3つのそりが接地していて、1つのそりを接地解除した場合、接地解除したそりを除いた2つのそりの接地としてそり反力を再計算する。

- (6) 物理的に不適なそり接地点が無い場合，計算したそり反力を式 (4.1) と式 (4.2) の運動方程式へ代入し，機体を運動させる．

各項目の内容については，次節以降で詳細に説明する．

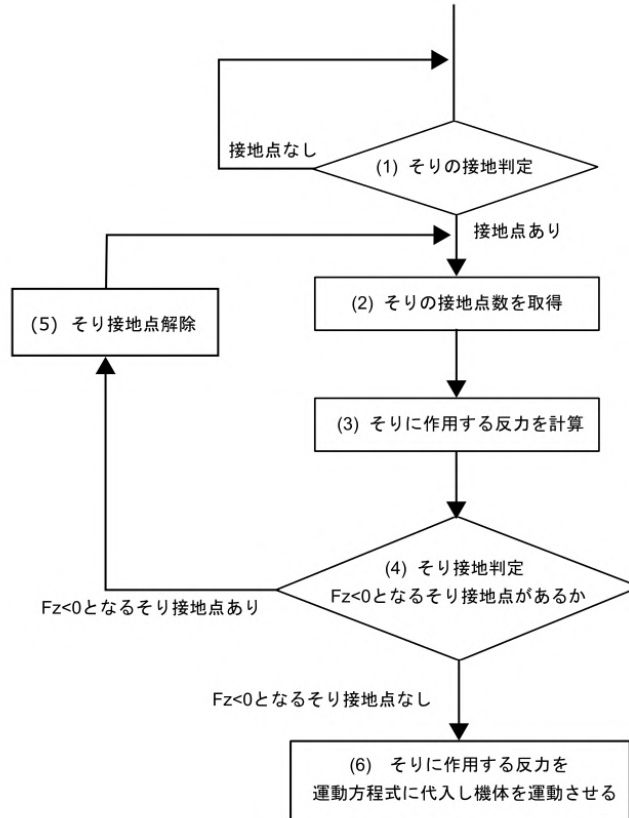


Fig. 4.2 数値解析の流れ

4.1.5 そりの接地判定

そりの接地判定は，そり中心と地面の Z 軸方向座標値を比較することで判定する (Fig. 4.3). つまり，そり中心の慣性座標系における座標値 $\mathbf{p} = [p_x \ p_y \ p_z]^T$ ，地面の慣性座標系における座標値を $\mathbf{q} = [q_x \ q_y \ q_z]^T$ としたとき，式 (4.3) のように， p_z が q_z 以下となったとき，そりが接地しているとする．なお，本数値解析では地面を凹凸の無い平面として考え，地面を式 (4.4) に示す平面の方程式により表現する．したがって，平面の法線ベクトルを $\mathbf{h} = [a \ b \ c]^T$ としたとき，そり中心の座標 p_x, p_y を式 (4.4) の x, y に代入すれば Z が求まり，求めた Z が q_z である．

$$\begin{cases} p_z > q_z & (\text{not contact}). \\ p_z \leq q_z & (\text{contact}). \end{cases} \quad (4.3)$$

$$ax + by + cz + d = 0. \quad (4.4)$$

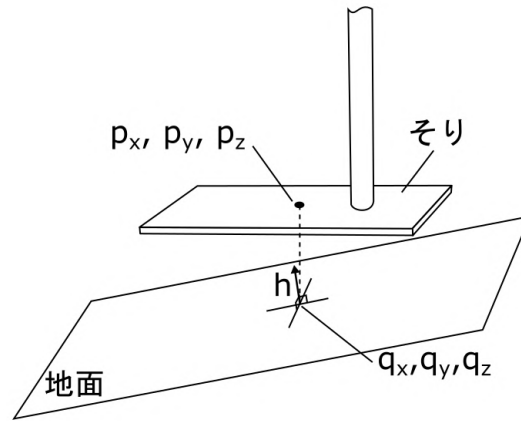


Fig. 4.3 そりの接触判定

4.1.6 そりに作用する反力の計算方法

そりに作用する反力は、地面と垂直な方向の力 F_Z をそりが地面に沈み込まないという拘束条件からニュートン法により算出し、地面と平行な方向の力 F_X , F_Y を 3.3 節で示した反力モデル（式 (3.13), (3.14)）により計算する。

ここでは、まず地面と垂直な方向 F_Z の計算方法について示し、その後、反力モデルを利用した F_X , F_Y の計算方法を示す。

地面と垂直な方向の反力 F_Z の計算方法

地面と垂直な方向の反力 F_Z は、そりが地面に沈み込まないという拘束条件からニュートン・ラフソン法による反復計算により計算する。

ニュートン・ラフソン法は非線形連立方程式の近似解を数値的に求める手法である。いま、 $f(\alpha) = 0$ となる関数が存在するとし、解 α に近い値を \mathbf{X} とする。この \mathbf{X} を初期値と言い、 $f(\mathbf{X})$ を評価関数という。ここで、関数 $f(\mathbf{X})$ を \mathbf{X} 周りでテイラー展開し、2 次以上の高次は微小量となるため無視すると、式 (4.5) のようになる。

$$f_i(\mathbf{X} + \Delta\mathbf{X}) = f_i(\mathbf{X}) + \frac{\partial f_1}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f_2}{\partial x_2} \Delta x_2 + \dots + \frac{\partial f_i}{\partial x_n} \Delta x_n \quad (4.5)$$

式 (4.5) において $f_i(\mathbf{X} + \Delta\mathbf{X}) = 0$ となる $\Delta\mathbf{X}$ を求めることを考える．したがって，式 (4.5) は式 (4.6) のようになる．

$$f_i(\mathbf{X}) + \frac{\partial f_1}{\partial x_1} \Delta x_1 + \frac{\partial f_2}{\partial x_2} \Delta x_2 + \dots + \frac{\partial f_i}{\partial x_n} \Delta x_n = 0 \quad (4.6)$$

式 (4.6) を行列形式で表すと式 (4.7) となる．式 (4.7) において， $[\Delta x_1 \ \Delta x_2 \ \dots \ \Delta x_n]^T = \Delta\mathbf{X}$ である．

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x_1 \\ \Delta x_2 \\ \vdots \\ \Delta x_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_1(X) \\ -f_2(X) \\ \vdots \\ -f_n(X) \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

この式 (4.7) を $\Delta\mathbf{X}$ について解き，初期値 \mathbf{X} に加える．つまり， $\mathbf{X}_{new} = \mathbf{X} + \Delta\mathbf{X}$ とする．この \mathbf{X}_{new} は，初期値 \mathbf{X} よりも，解 α に近い値となっている．以上の手順を， $f(\mathbf{X}_{new}) = 0$ となるまで，繰り返し計算することで解 α が求まる．

次に本数値解析のそりに作用する反力 F_Z をニュートン・ラフソン法により求める方法について説明する．本数値解析では，地面に接触しているそりの Z 軸方向速度（地面と垂直な方向）が零になるという拘束条件から F_Z を算出する．つまり，そりが地面に沈み込まないという条件である．したがって，ニュートン・ラフソン法の評価関数は式 (4.8) のようになる．式 (4.8) の \mathbf{V}_z は数値計算における各そり中心の速度を列行列にまとめたものである．例えば，3つのそりが接地している場合は， $\mathbf{V}_z = [V_{z1} \ V_{z2} \ V_{z3}]^T$ となり，2つのそりが接地している場合は， $\mathbf{V}_z = [V_{z1} \ V_{z2}]^T$ となる．

$$f(\mathbf{F}_Z) = \mathbf{V}_z = 0 \quad (4.8)$$

このそり中心の速度 \mathbf{V}_z は，機体の並進速度 V_{cz} と機体の回転によるそり中心速度 $V_{\omega z}$ の足し合わせにより，式 (4.9) から求められる．式 (4.9) の ${}^i\omega$ は機体固定座標軸回りの角速度 ω を慣性座標軸回りに変換したものである． r_x ， r_y は慣性座標系における機体重心位置からそり中心への距離である．

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_z &= \mathbf{V}_{cz} + \mathbf{V}_{\omega z} \\ &= \frac{\mathbf{F}_Z}{M} \Delta t + \mathbf{V}_{z0} + ({}^i\omega_x \cdot r_y - {}^i\omega_y \cdot r_x) \Delta t \end{aligned} \quad (4.9)$$

式 (4.8) の評価関数 $f(\mathbf{F}_Z)$ を 0 になるまで反復計算することで、接地しているそりの垂直方向反力 \mathbf{F}_Z が求まる。

地面と平行な方向の反力 F_X と F_Y の計算方法

地面と水平な方向の反力 F_X と F_Y は、3.4 節で構築したそりと砂の反力モデル（式 (3.13), 式 (3.14)）により計算する。式 (3.13), 式 (3.14) を計算するためには、各そりのエッジ角 ϕ と迎角 θ を求める必要がある。そりのエッジ角 ϕ は、Fig. 4.1(b) に示すそり固定座標系の \mathbf{Y}_S ベクトルと \mathbf{Y}_S ベクトルを地面に射影した \mathbf{Y}'_S ベクトルにより、式 (4.10) から求めることができる。そりの迎角 θ は、Fig. 4.1(b) に示すそり固定座標系の \mathbf{X}_S ベクトルとそり速度座標系の \mathbf{X}_V ベクトルより、式 (4.11) から求めることができる。

$$\phi = \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{Y}_S \cdot \mathbf{Y}'_S}{|\mathbf{Y}_S| |\mathbf{Y}'_S|} \right) \quad (4.10)$$

$$\theta = \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{X}_S \cdot \mathbf{X}_V}{|\mathbf{X}_S| |\mathbf{X}_V|} \right) \quad (4.11)$$

式 (4.10), 式 (4.11) で求めたそりのエッジ角 ϕ と迎角 θ , および式 (4.9) で求めた F_Z を式 (3.13) と式 (3.14) に代入することで、地面と水平な方向の反力 F_X と F_Y が計算できる。

そり速度低速時に作用する補正係数 C_s

3 章で構築したそりの反力モデル（式 (3.13), 式 (3.14)）は、速度に依存しないモデルとなってる。そのため、機体速度が非常に低速な場合においてもそりに大きな反力が作用する。これにより、数値解析において、そり滑走していない機体静定状態で機体が振動する問題が生じる。この問題を回避するために、反力モデルにシグモイド関数（式 4.12）による係数 $C_s(V)$ を適用する。シグモイド関数は、そりの速度 V が $V < V_1$ のとき $C_s(V)$ が滑らかに零に向かう関数である (Fig. 4.4)。本研究では、 $V_1=1[\text{cm/s}]$ となるようにシグモイド関数のパラメータの a と b を Table. 4.1 のように設定した。これは 3 章の反力モデル構築実験において平板の速度を $1[\text{cm/s}]$ として計測したためである。これにより、式 (3.13), 式 (3.14) の反力モデルは式 (4.13), 式 (4.14) のようになる。

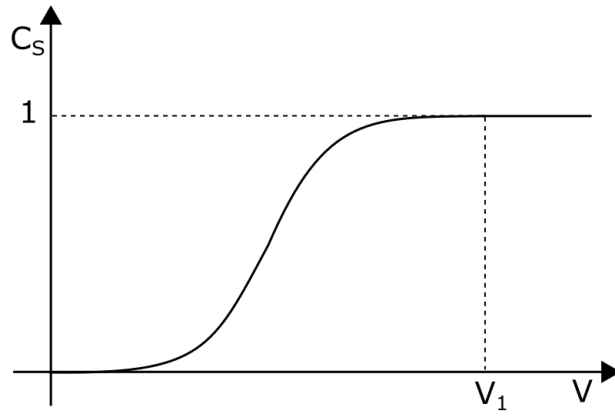


Fig. 4.4 シグモイド関数

$$C_s(V) = \frac{1}{1 + \exp\{-a(V - b)\}} \quad (4.12)$$

Table. 4.1 補正係数 $C_s(V)$ のパラメータ設定値

a	1381.35
b	0.0005

$$F_X = C_s(V) \cdot \alpha_X(\phi, \theta) \cdot F_Z \quad (4.13)$$

$$F_Y = C_s(V) \cdot \alpha_Y(\phi, \theta) \cdot F_Z \quad (4.14)$$

4.1.7 そりに作用する反力の座標変換

そりと砂の反力モデルにより計算された反力は、そり速度座標系に従う．そのため、式 (4.1) と式 (4.2) の運動方程式に代入する前に、そり速度座標系から慣性座標系や機体固定座標系へ座標変換する必要がある．いま、そり速度座標系から慣性座標系に変換する座標変換行列を D_{Vi} とすると、反力モデルにより計算された反力 F は式 (4.15) により慣性座標系に変換される．また、慣性座標系から機体固定座標系の座標変換行列を D_{ib} とすると、そり速度座標系から機体固定座標系への反力の変換は式 (4.16) により求められる．

$${}^iF = D_{Vi} F \quad (4.15)$$

$${}^bF = D_{ib} D_{Vi} F \quad (4.16)$$

座標変換行列 D_{Vi} の求め方

前項で示したそり速度座標系から慣性座標系への座標変換行列 D_{Vi} の求め方について述べる．座標変換行列 D_{Vi} は、慣性座標系におけるそり速度座標系の各軸ベクトルから求めることができる．そのため、まず慣性座標系におけるそり速度座標系の構築方法について Fig. 4.1(b) を用いて説明する．

そり速度座標系はそりの速度方向により座標系の姿勢が変化する．そのため、その速度ベクトルが変化する度に、慣性座標系におけるそり速度座標系を定める必要がある．Fig. 4.1(b) に示すように、そり速度座標系の X_V 軸ベクトルはそりの速度を地面に射影した速度ベクトル \dot{V} と向きが一致している．そのため、まずそりの速度を地面に射影した速度ベクトル \dot{V} を求める．そりの速度は、慣性座標系における機体の並進速度 ${}^iV^c$ (式 (4.17)) と機体重心からそり中心への速度ベクトル ${}^i r^{cs}$ (式 (4.18))、慣性座標軸回りの角速度 ${}^i\omega$ (式 (4.19)) により式 (4.20) から求められる．地面に射影したそりの速度ベクトル ${}^i\dot{V}^s$ は Z_i 軸方向成分を零とすればよいので、式 (4.21) のようになる．

$${}^iV^c = [{}^iV_x^c \quad {}^iV_y^c \quad {}^iV_z^c]^T \quad (4.17)$$

$${}^i r^{cs} = [{}^i r_x^{cs} \quad {}^i r_y^{cs} \quad {}^i r_z^{cs}]^T \quad (4.18)$$

$${}^i\omega = [{}^i\omega_x \quad {}^i\omega_y \quad {}^i\omega_z]^T \quad (4.19)$$

$$\begin{aligned} {}^i\mathbf{V}^s &= {}^i\mathbf{V}^c + {}^i\boldsymbol{\omega} \times {}^i\mathbf{r}^{cs} \\ &= [{}^iV_x^s \quad {}^iV_y^s \quad {}^iV_z^s]^T \end{aligned} \quad (4.20)$$

$${}^i\dot{\mathbf{V}}'^s = [{}^iV_x^s \quad {}^iV_y^s \quad 0]^T \quad (4.21)$$

次に、速度ベクトル ${}^i\dot{\mathbf{V}}'^s$ を利用してそり速度座標系を作る．慣性座標系におけるそり速度座標系の座標軸に沿った基底ベクトル ${}^i\mathbf{e}$ を式 (4.22) のように定義する．そり速度座標系は右手直交系であり、 X_V 軸の方向がそりの速度を地面に射影した速度ベクトル \mathbf{V}' と一致している．さらに Z_V 軸の方向は慣性座標系 Z_i 軸と一致している． Y_V 軸は X_V 軸と Z_V 軸に直交した方向である．これらの関係から、慣性座標系におけるそり速度座標系の基底ベクトル ${}^i\mathbf{e}_x$ と ${}^i\mathbf{e}_z$ は式 (4.23),(4.24) のようになり、 ${}^i\mathbf{e}_y$ は式 (4.25) のように ${}^i\mathbf{e}_x$ と ${}^i\mathbf{e}_z$ の外積により求めることができる．

$${}^i\mathbf{e} = [{}^i\mathbf{e}_x \quad {}^i\mathbf{e}_y \quad {}^i\mathbf{e}_z]^T \quad (4.22)$$

$${}^i\mathbf{e}_x = \left[\frac{{}^iV_x^s}{|{}^i\dot{\mathbf{V}}'^s|} \quad \frac{{}^iV_y^s}{|{}^i\dot{\mathbf{V}}'^s|} \quad 0 \right]^T \quad (4.23)$$

$${}^i\mathbf{e}_z = [0 \quad 0 \quad 1]^T \quad (4.24)$$

$${}^i\mathbf{e}_y = {}^i\mathbf{e}_z^V \times {}^i\mathbf{e}_x^V \quad (4.25)$$

次に、慣性座標系におけるそり速度座標系の基底ベクトルを利用して座標変換行列 \mathbf{D}_{V_i} を作る．式 (4.26) のように、そり速度座標系における基底ベクトル行列 \mathbf{V}_e を考える．この基底ベクトルは、そり速度座標系の各座標軸に沿ったベクトルであるため、単位行列 \mathbf{E} である．次に、式 (4.27) のように、座標変換行列 \mathbf{D}_{V_i} により、そり速度座標系における基底ベクトル行列 \mathbf{V}_e を慣性座標系へ変換して基底ベクトル行列 ${}^i\mathbf{e}$ を作る．そり速度座標系における基底ベクトル行列 \mathbf{V}_e は単位行列 \mathbf{E} であるため、結局、慣性座標系における基底ベクトル行列 ${}^i\mathbf{e}$ が、そり速度座標系から慣性座標系へベクトルを変換するための座標変換行列 \mathbf{D}_{V_i} となる．

$$\mathbf{V}_e = [\mathbf{V}_{e_x} \quad \mathbf{V}_{e_y} \quad \mathbf{V}_{e_z}]^T = \mathbf{E} \quad (4.26)$$

$$\begin{aligned} {}^i\mathbf{e} &= \mathbf{D}_{Vi} \mathbf{V}_e \\ &= \mathbf{D}_{Vi} \mathbf{E} \\ &= \mathbf{D}_{Vi} \end{aligned} \tag{4.27}$$

4.2 小型着陸機モデル

Fig. 4.5 にそり滑走シミュレーションにおける小型着陸機モデルを示す．機体の寸法，質量特性は SLIM を参考に Table. 4.2 のように設定した．

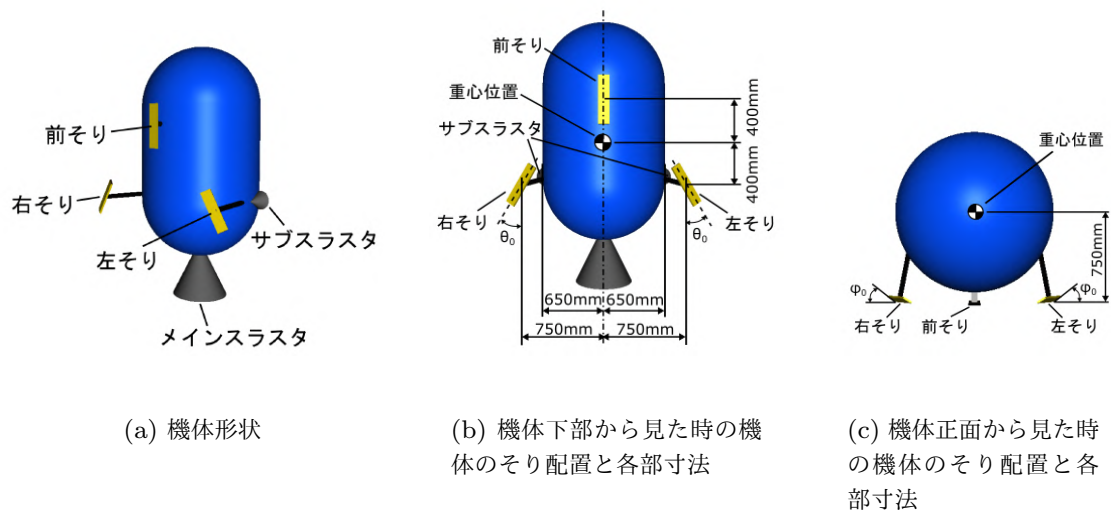


Fig. 4.5 小型着陸機モデル

Table. 4.2 小型着陸機の機体設定

項目		値	単位
質量	m	150	[kg]
慣性モーメント	J_x	50	[kgm ²]
	J_y	60	[kgm ²]
	J_z	40	[kgm ²]
メインスラスト推力		180	[N]
サブスラスト推力		8	[N]

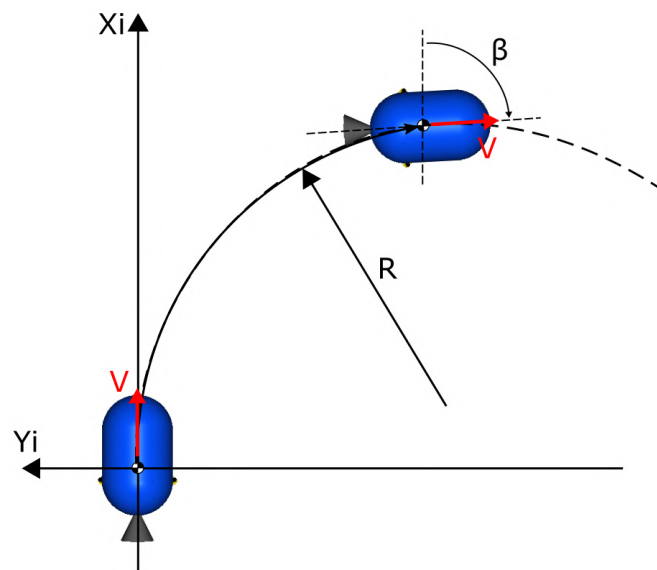
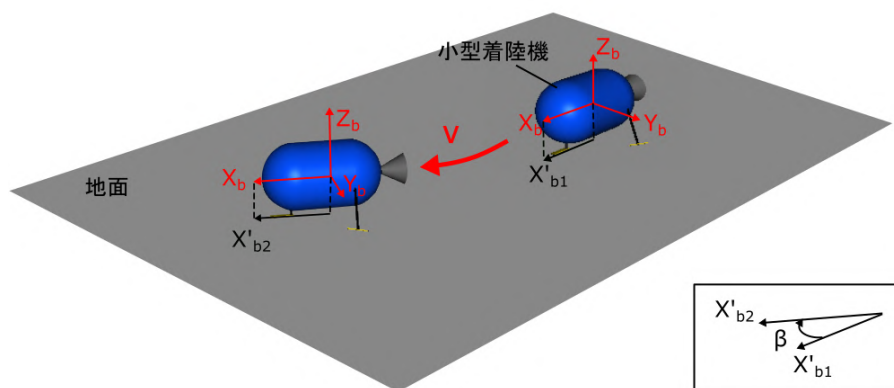
4.3 そり滑走性の評価方法

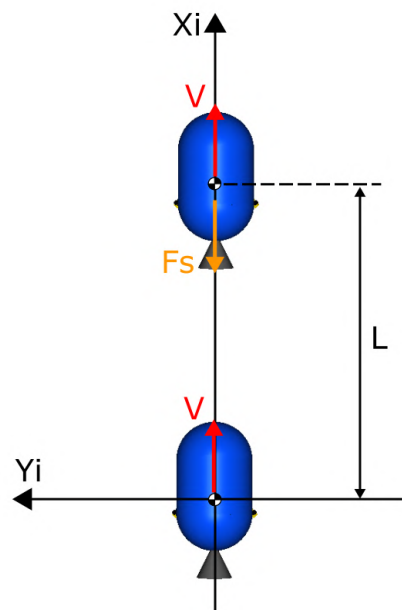
次節からのそり滑走シミュレーションでは，小型着陸機のそり滑走性を評価する．本論文におけるそり滑走性とは，そり滑走におけるターン性と直進性のことである．このそり滑走性の評価をするために，以下の4つの評価指標を導入する．

- ・ ターン方位角 β
- ・ 旋回半径 R
- ・ 機体移動距離 L
- ・ 機体 X_b 軸方向そり反力 F_S

まず本論文のそり滑走におけるターン性とは，目的方向へのターンの度合いのことである．ターン性は，ターン方位角 β と旋回半径 R により評価する．ターン方位角 β は，滑走開始から滑走終了までの間に，ターンにより機体機軸が成す回転角である (Fig. 4.6). したがって，ターン方位角 β は，そり滑走開始時の小型着陸機の機体固定座標系 X_b 軸ベクトルを地面に射影してできた X'_{b1} ベクトルと，そり滑走終了時の機体固定座標系 X_b 軸ベクトルを地面に射影してできた X'_{b2} ベクトルの間の角となる (Fig. 4.7). 旋回半径 R は，機体がターンしている時に機体重心点が描く旋回円の半径のことである．つまり，一定時間におけるターンにおいて，ターン方位角 β が大きく，旋回半径 R が小さいほうがターン性が良いということになる．

次に，本論文の直進性とは機体を直進そり滑走させたときの移動効率と直進安定性のことである．本論文で提案する機体はその配置が左右対称であるため，そり滑走する地面が平地で，機体に外乱が作用しない場合は，直進そり滑走することが予想できる．そこで，機体に外乱が作用しない直進そり滑走において，機体が直進そり滑走することをターン方位角 β で確認するとともに，直進そり滑走における移動効率の評価をする．移動効率は，一定時間に機体を直進そり滑走させたときの移動距離 L と機体 X_b 軸方向そり反力 F_S で評価する (Fig. 4.8). つまり，一定時間の直進そり滑走において，移動距離 L が大きく，機体 X_b 軸方向そり反力 F_S が小さいほうが移動効率が良いことになる．次に直進安定性は，機体の直進そり滑走中に外乱が入ったあとのそり滑走運動により評価する．機体の直進そり滑走中に地面の凹凸や傾斜などにより各そり反力に差が生じたとき，そり滑走がターン運動に発散したり，蛇行するなど，不安定な運動になることは好ましくない．そのため，直進安定性の解析では，直進そり滑走中の機体にあえて外乱を入力し，その後のそり滑走を評価する．直進安定性は，ターン方位角 β とそり滑走中の機体のターン方位角 ω_Z で評価する．ターン角速度 ω_Z は，機体固定座標系 Z_b 軸回りの角速度である．

Fig. 4.6 ターン方位角 β と旋回半径 R Fig. 4.7 ターン方位角 β の求め方

Fig. 4.8 移動距離 L と機体 X_b 軸方向そり反力 F_S

4.4 提案するターン方法の評価

本節では，2章で提案したターン方法（そり荷重ターン，スラスト推力ターン）のターン性を評価し，その有効性を示す．本節のシミュレーションの条件を Table. 4.3 に示す．

そり荷重ターンは 2.4 節で示した通り，サブスラストを鉛直下向きとした機体において，サブスラスト推力により左右そりに反力差をつけることでターンをする方法である．ここでは，右サブスラストを $t=1.5\sim 10$ [s] 噴き，右そりの反力を高めることで機体を右ターンさせる．スラスト推力ターンは，サブスラストを機軸方向（機体座標系 X_b 軸方向）とした機体において，サブスラストの推力により旋回モーメントを得てターンする方法である．本節では，左サブスラストを $t=1.5\sim 10$ [s] 噴くことで，機体に右ターン方向の旋回モーメントを与え，機体を右ターンさせる．また，シミュレーションでは，機体機軸方向速度（機体座標系 X_b 軸方向速度）を 0.5 [m/s] とする．これは，3章のそり反力モデルの構築実験において，平板の移動速度 1 [cm/s] ~ 0.5 [m/s] までの範囲では，反力モデルに速度依存性がないことを確認しているためである．本シミュレーションにおける機体速度は，機体速度 0 [m/s] の状態からメインスラスト推力 180 [N] で機体速度を増加させていき，その後，機体速度が 0.5 [m/s] となったところで 0.5 [m/s] を保つように速度制御をいれる．機体速度 0.5 [m/s] になったところからは，機体座標系 X_b 軸と逆向きのそり反力に対して，機体速度を 0.5 [m/s] を保つようなメインスラスト推力を与えることで速度制御をおこなうこととする．

Table. 4.3 そり荷重ターンとスラスト推力ターンのシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	30	[deg]
	回旋角 θ_0	30	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0 \sim 10	[s]
サブスラスト噴射時間		1.5 \sim 10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

4.4.1 そり荷重ターン

そり荷重ターンのシミュレーション結果

そり荷重ターンのシミュレーション結果を Fig. 4.9 から Fig. 4.14 に示す.

Fig. 4.9 はシミュレーションにおける機体運動であり, 機体を上方 (Fig. 4.1(a) の慣性座標系 Z_i 軸方向) から見た図である. Fig. 4.9 より機体の右ターン運動が確認できる.

Fig. 4.10 はターン中の機体の移動軌跡と機体の速度ベクトルを示したものである. 機体重心位置 (CM) と各そりの移動軌跡 (F_skid:前そり, R_skid:右そり, L_skid:左そり) を点線で表しており, 機体の向きを各そり中心を線で結んだ三角形で表している. Fig. 4.10 からも機体の右ターン運動が確認できる. さらに機体の速度ベクトルが機体のターン外側を向いていることから, 機体が横滑りしながらターンしていることがわかる.

Fig. 4.11 はそり滑走における機体のターン方位角 β である. ターン方位角は正の値が右ターン方向を表している. Fig. 4.11 より, ターン方位角 β は $t=2[s]$ 以降, およそ一定の変化率で大きくなり, $t=10[s]$ で $100[deg]$ 程度, 機体がターンしている.

Fig. 4.12 はターン中の旋回半径 R である. 旋回半径 R は, $t=3[s]$ 以降で一定となっている. つまり, 機体が定常円旋回していることを表している.

Fig. 4.13 は機体に作用する旋回モーメントを機体固定座標系 Z_b 軸回りの回転モーメントにより表したものであり, 負の値が右ターン方向の旋回モーメントである. Fig. 4.13 の機体に作用する全旋回モーメント T_Z をみると, $t=1.5[s]$ から機体に右ターンの旋回モーメントが働き, その後, $t=3[s]$ 以降で $0[Nm]$ になっている. これは, サブスラストの噴射開始 $t=1.5[s]$ では, そり荷重ターンにより右そり側へ機体が荷重して右そりによる旋回モーメントで右ターンが行われているが, ターンが進むにつれて機体速度が増し, 機体が横滑り状態となることで, ターン外側のそりである左そりへ機体が荷重するようになるためである. そのため, ターンが進むにつれて, 右そりによる右ターン方向の旋回モーメントが小さくなり, 左そりによる右ターンを妨げる方向の旋回モーメントが大きくなる.

Fig. 4.14 はそり滑走中の各そりの Z_b 軸方向反力である. Fig. 4.14 より, $t=1.5\sim 2.5[s]$ の間, 右そりの反力が左そりの反力よりも大きいことがわかる. これは, そり荷重ターンにより, 右そりに荷重しているためである. 一方, $t=2.5[s]$ 以降は, 左そりの反力が右そりの反力よりも大きくなる. これは, ターンが進むにつれて機体が横滑り状態となり, 機体がターン外側の左そり荷重となるためである.

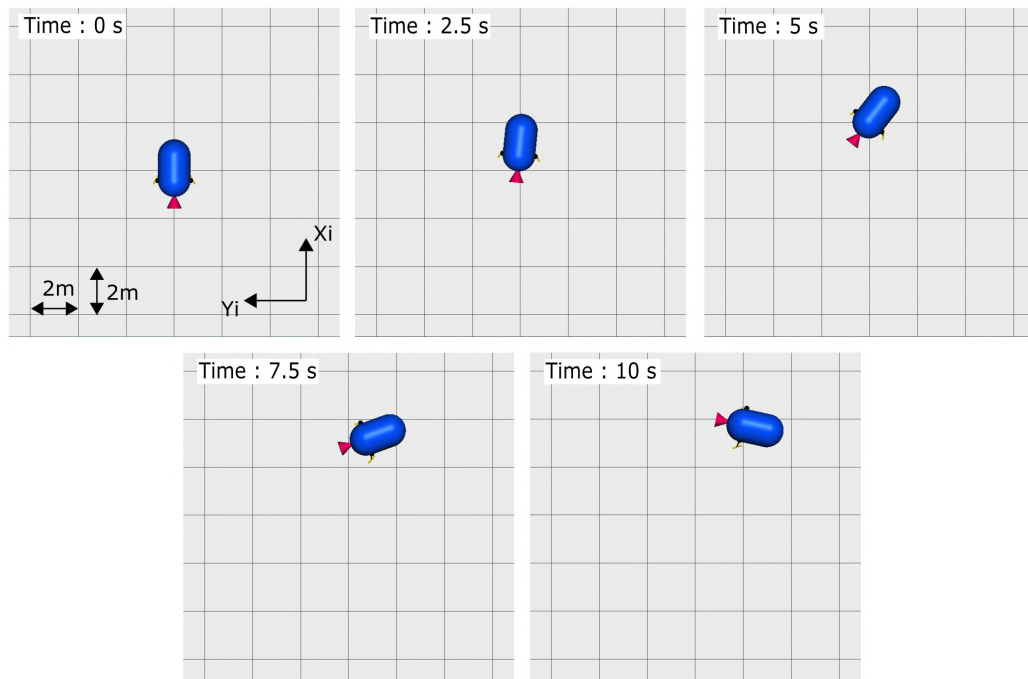


Fig. 4.9 そり荷重ターンによる右ターン運動

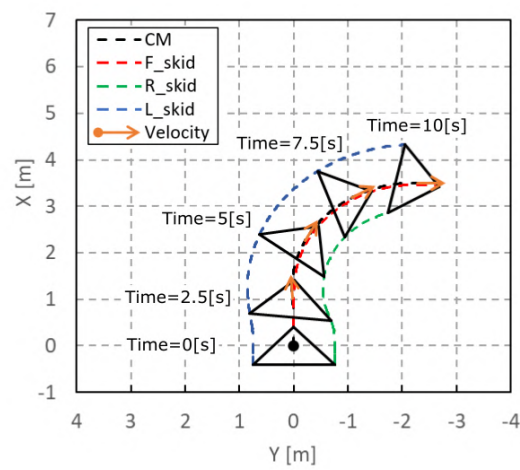


Fig. 4.10 そり荷重ターンにおける機体移動軌跡と速度ベクトル

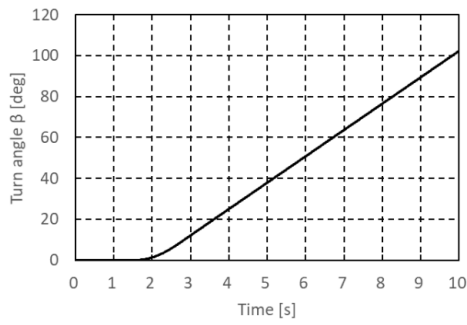
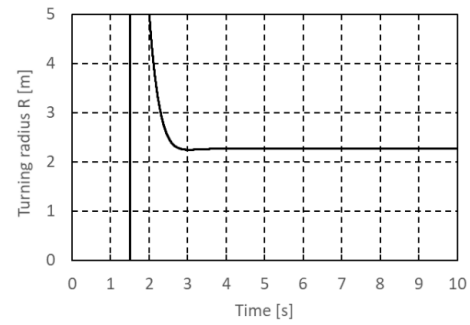
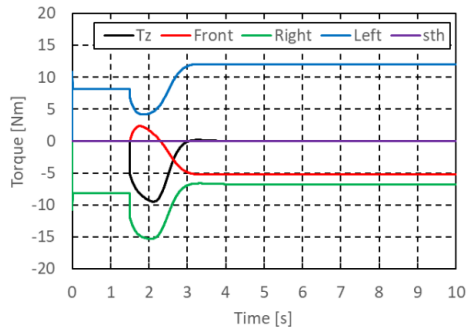
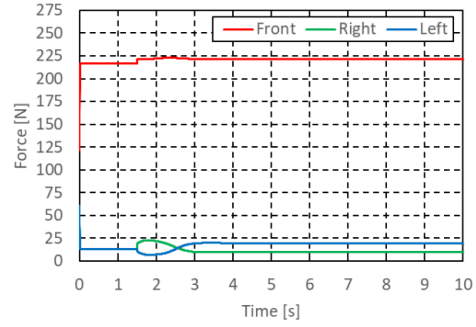
Fig. 4.11 そり荷重ターンのターン方位角 β Fig. 4.12 そり荷重ターンの旋回半径 R 

Fig. 4.13 そり荷重ターン時に機体に作用する旋回モーメント

Fig. 4.14 そり荷重ターン時の各そりに作用する Z_b 軸方向反力 F_Z

4.4.2 スラスト推力ターン

スラスト推力ターンのシミュレーション結果

スラスト推力ターンのシミュレーション結果を Fig. 4.15 から Fig. 4.20 に示す。

Fig. 4.15 はシミュレーション上の機体運動であり，機体の右ターンが確認できる。

Fig. 4.16 は機体の移動軌跡と速度ベクトルである。Fig. 4.16 においても機体の右ターンが確認でき，さらに，機体の速度ベクトルは，そり荷重ターンの時と同様にターンの外側を向いており，機体が横滑りしていることがわかる。

Fig. 4.17 は，機体のターン方位角 β である。ターン方位角 β は， $t=2[s]$ から一定の変化率で変化していき， $t=10[s]$ で $\beta=105[deg]$ 程度となっている。

Fig. 4.18 は，機体のターン時の旋回半径 R である。旋回半径 R は， $t=3[s]$ 以降で一定の旋回半径でターンしていることが確認できる。

Fig. 4.19 の旋回モーメントをみると，まずサブスラスト (sth) により右ターンの旋回モーメントがでており，サブスラスト推力が右ターン運動に寄与していることが確認できる。機体に作用する全旋回モーメント T_Z は $t=1.5\sim 3.2[s]$ の間，右ターン方向の旋回モーメントが作用しており， $t=3.2[s]$ 以降は $0[Nm]$ になっている。これは，そり荷重ターンの時と同様に，ターンが進むにつれて機体速度が大きくなり機体に横滑りが生じる。それにより，機体がターン外側の左そりに荷重することで左そりによる右ターンを妨げる方向の旋回モーメントが大きくなるためである。

Fig. 4.20 は各そりに作用する機体 Z_b 軸方向のそり反力である。Fig. 4.20 より， $t=1.5\sim 2.3[s]$ の間では，右そりの反力が左そりよりも大きく，ターンが進むにつれて右そりの反力が小さくなり，左そりの反力が大きくなっている。

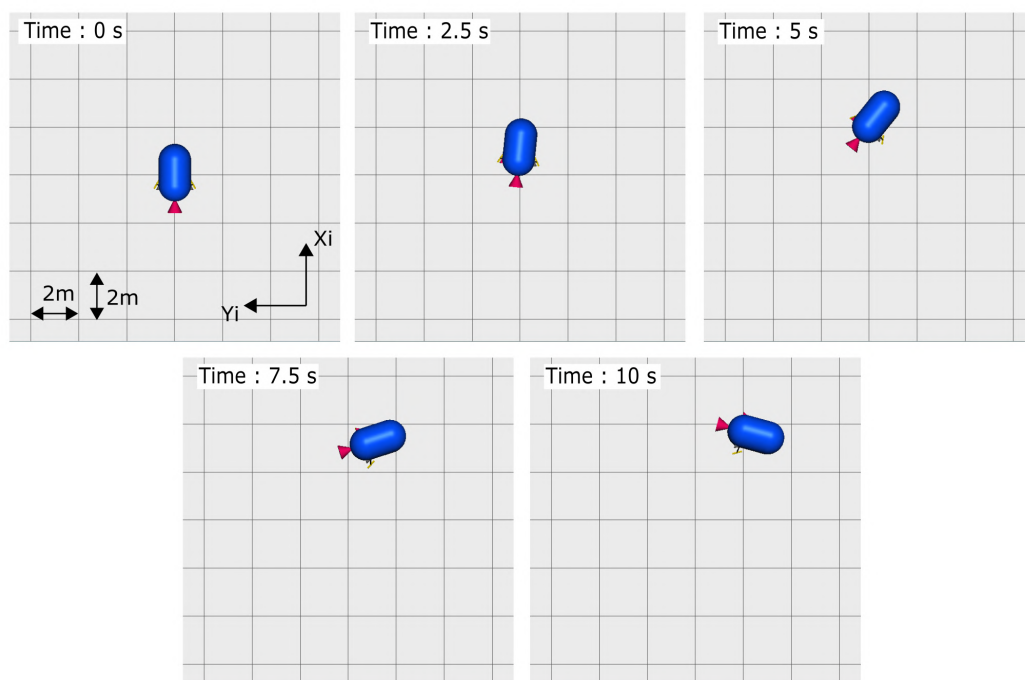


Fig. 4.15 スラスト推力ターンによる右ターン運動

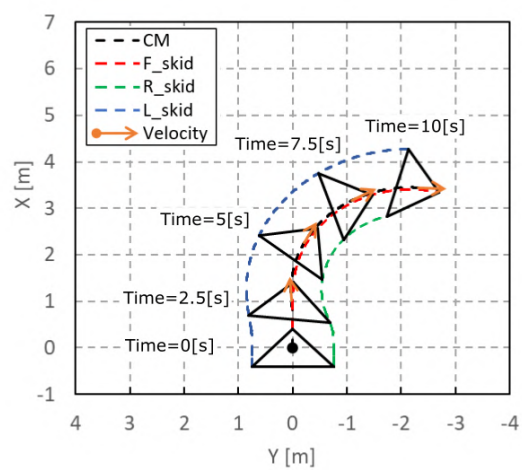


Fig. 4.16 スラスト推力ターンにおける機体移動軌跡と速度ベクトル

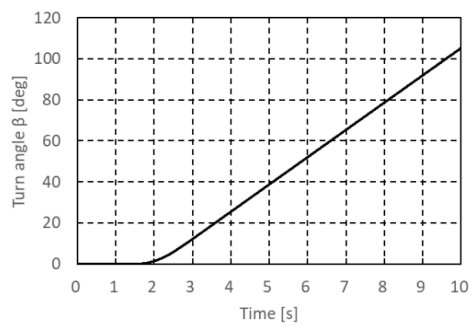


Fig. 4.17 スラスト推力ターンのターン方位角 β

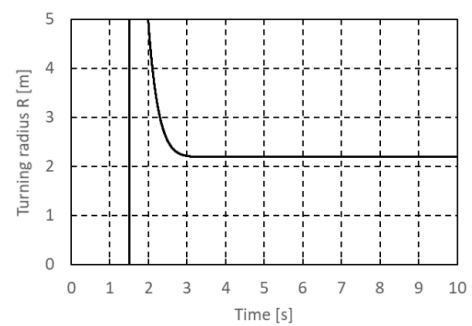


Fig. 4.18 スラスト推力ターンの旋回半径 R

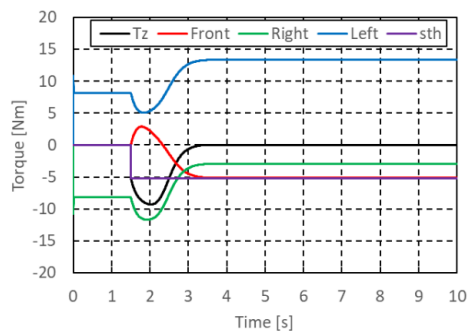


Fig. 4.19 スラスト推力ターン時に機体に作用する旋回モーメント

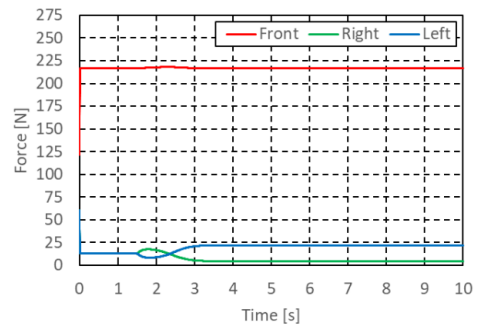


Fig. 4.20 スラスト推力ターン時の各そりに作用する Z_b 軸方向反力 F_Z

4.4.3 提案するターン方法の評価のまとめ

本節では、2章で提案したターン方法のそり荷重ターンとスラスト推力ターンにより、機体を右ターンさせ、ターン性を評価した。どちらのターン方法でも、機体の右ターン運動がおこなわれ、提案したターン方法の有効性を確認した。

次に、それぞれのターン方法の特徴について述べる。

そり荷重ターンの特徴としては、まずターン初期において、右サブスラストの推力により右そりに強く荷重することで、右そりの地面からの反力が高まり、右そりに右ターン方向の旋回モーメントが働く。この右そりに働く右ターン方向の旋回モーメントが、前そりと左そりの左ターン方向の旋回モーメントよりも大きいため、全体として機体には右ターン方向の旋回モーメントが働き、機体が右ターン運動となる。その後ターンが進むと、機体は横滑り状態となり、機体はターン外側の左そりに荷重するようになる。これにより、左そりの右ターンを妨げる旋回モーメントが高まり、逆にターン内側の右そりは荷重が小さくなることで右ターン方向の旋回モーメントが小さくなる。その結果、機体に作用する全旋回モーメントは $0[\text{Nm}]$ で一定に推移し、機体はターン初期で得た角速度を保つようになり、機体は一定の旋回半径でターンするようになる。

次に、スラスト推力ターンの特徴について述べる。スラスト推力ターンでは、左サブスラストの推力により機体に右ターン方向の旋回モーメントを作用させ、機体が右ターン運動することを確認した。ターン初期は、右そりに右ターン方向の旋回モーメントが働き、左そりに左ターン方向の旋回モーメントが働く。そり荷重ターンと比較すると、右そりと左そりの旋回モーメントの差は小さいが、スラスト推力ターンの場合も、右そりによる右ターン方向の旋回モーメントが左そりの左ターン方向の旋回モーメントよりも大きい。その後ターンが進むと、機体が横滑り運動となり、ターン外側の左そりの反力が大きくなり、逆にターン内側の右そりの反力が小さくなる。これにより、左そりの左ターン方向の旋回モーメントが大きくなり、一方、右そりの右ターン方向の旋回モーメントは小さくなる。その結果、機体に作用する全旋回モーメントが $0[\text{Nm}]$ で一定となり、ターン初期で得た右ターン方向の角速度が一定で維持され、機体は一定の旋回半径でターンする。

本解析により、そり荷重ターンとスラスト推力ターンでは、旋回モーメントを作り出す方法は違うものの、どちらのターンも同じような特徴があることがわかった。つまり、ターン初期で機体に右ターン方向への旋回モーメントが働き、それにより機体のターン角速度が増加する。その後ターンが進むと、ターン外側のそりに機体が荷重し、機体に作用する全旋回モーメントは $0[\text{Nm}]$ となる。これにより、ターン初期で得たターン角速度が一定で維持されるようになり、機体は一定の旋回半径でターンする。

4.5 そり姿勢がそり滑走性に与える影響

本節では，提案するターン方法において，そり姿勢がそり滑走性に与える影響を明らかにする．そこで，左右そりの姿勢角をパラメータとしたときの，そり荷重ターンとスラスト推力ターンのそり滑走性を評価する．左右のそり姿勢は，角付け角を 15,30,45[deg]，回旋角を 15,30,45[deg] の範囲で左右同じ量だけ変化させ，それぞれのそり姿勢条件において，そり滑走性を評価する．

4.5.1 そり姿勢をパラメータとしたときのターン性

そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンとスラスト推力ターンのターン性評価のシミュレーション条件を Table.4.4 に示す．

本項においても，それぞれのそり姿勢条件のターン性をターン方位角 β と旋回半径 R により評価する．

Table. 4.4 そり姿勢をパラメータとしたときのターン性評価のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	15, 30, 45	[deg]
	回旋角 θ_0	15, 30, 45	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~10	[s]
サブスラスト噴射時間		1.5~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

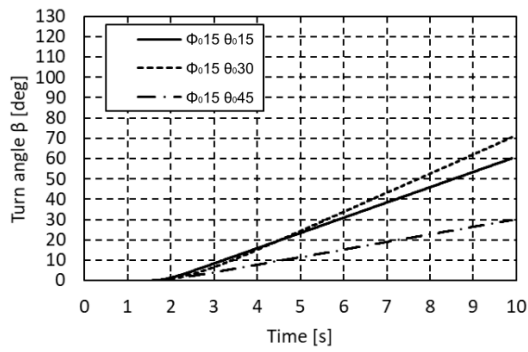
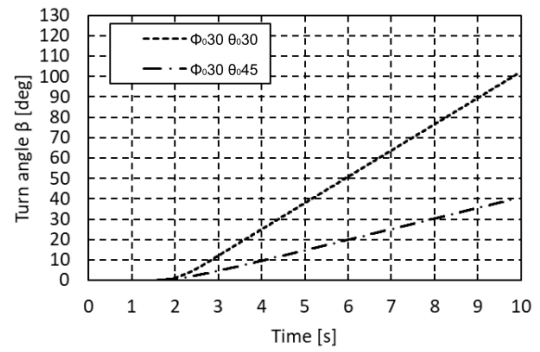
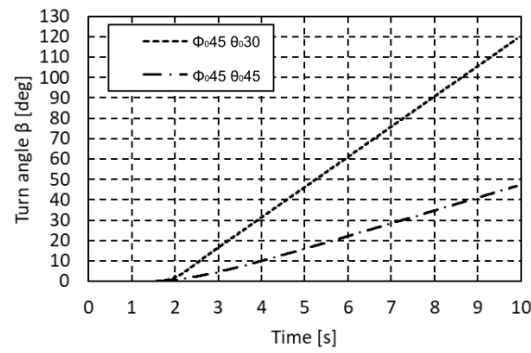
そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンのターン性

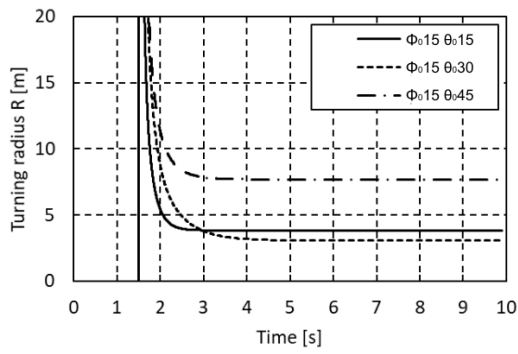
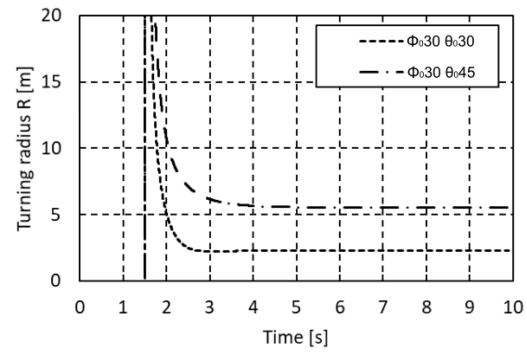
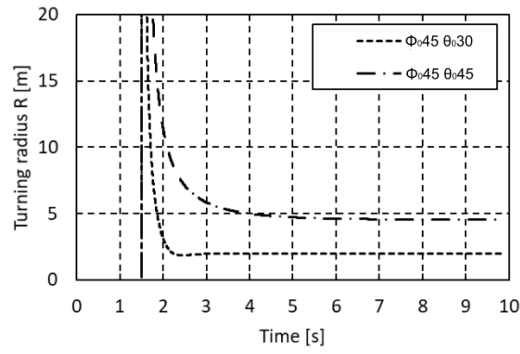
Fig. 4.21 にそり姿勢をパラメータしたときのそり荷重ターンのターン方位角 β , Fig. 4.22 にターンにおける旋回半径 R を示す. なおシミュレーション結果には, そり姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$ とそり姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$ の結果を示していない. これは 2.1.3 項で述べたそりの逆エッジがターン中に生じたためにシミュレーション結果から除いた.

Fig. 4.21 のターン方位角 β をみると, $t = 10[\text{s}]$ において, そり姿勢角条件 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のターン方位角が他のそり姿勢角条件よりも大きいことがわかる.

Fig. 4.22 のターンにおける旋回半径 R は, そり姿勢角条件 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ が旋回半径が小さいことから, ターン性の良いそり姿勢条件であることがわかる. また, それぞれのそり姿勢角条件では, $t = 3[\text{s}]$ 以降は, 旋回半径 R が一定となることがわかる. つまり, 機体速度を制御したそり滑走においては, そり姿勢角にかかわらず, ターンが進むにつれて一定の旋回半径となる.

本シミュレーション結果では, そり姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ がターン性の良いそり姿勢となった. そり姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ は, 解析を実施したそり姿勢条件の中で 3.4 節のそり反力関数 α_X と α_Y が大きな値をとるそり姿勢角である. そり反力関数 α_X と α_Y が大きな値をとるということは, そりに大きな反力が作用するということである. つまり, 荷重したそりに大きな反力が働くことで, 高い旋回モーメントが作用するため, 機体のターン性の良くなる.

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ Fig. 4.21 そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンのターン方位角 β

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ Fig. 4.22 そり姿勢をパラメータとしたときのそり荷重ターンの旋回半径 R

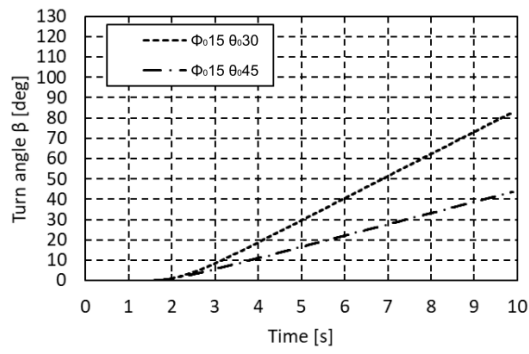
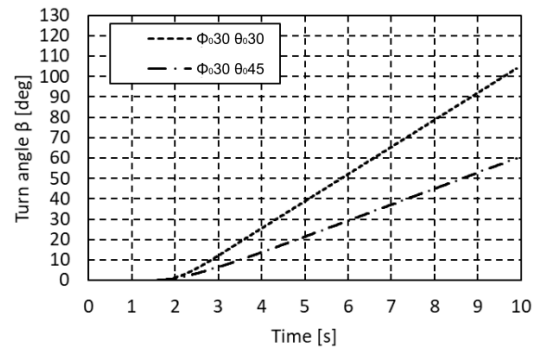
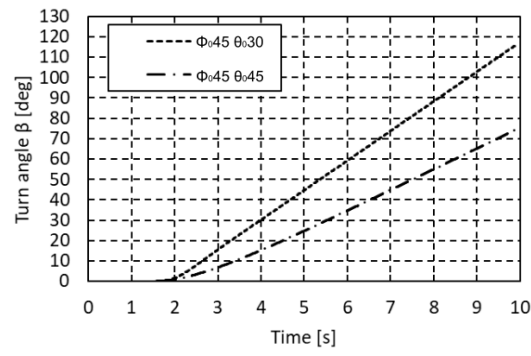
そり姿勢をパラメータとしたときのスラスト推力ターンのターン性

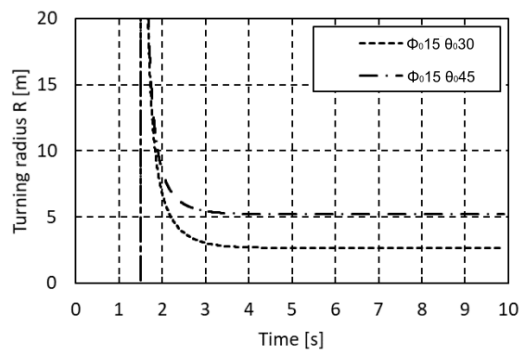
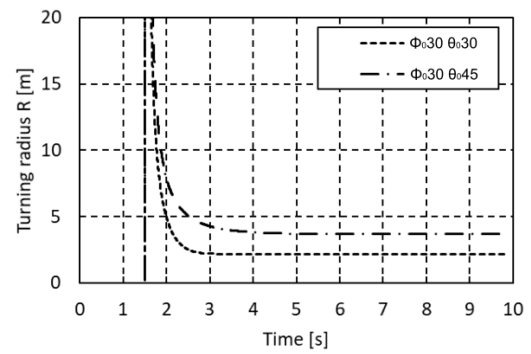
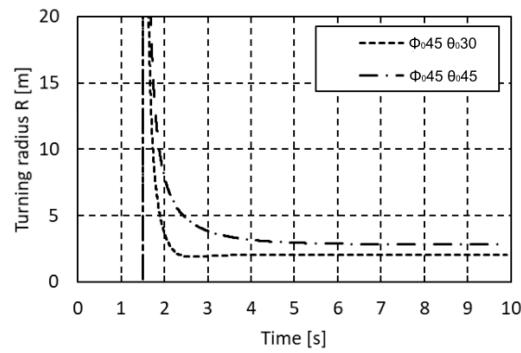
そり姿勢をパラメータとしたときのスラスト推力ターンにおけるターン方位角 β の結果を Fig. 4.23 に、旋回半径 R の結果を Fig. 4.24 に示す. 本シミュレーションでは、そり姿勢角条件 $\phi_0 = 15[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$, さらに $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$ は、ターン中にそりに逆エッジが生じたため結果から除いた.

Fig. 4.23 のターン方位角 β をみると、 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のそり姿勢、 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のそり姿勢のターン方位角 β が大きく、ターン性が良いことがわかる.

Fig. 4.24 の旋回半径 R においても、 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のそり姿勢、 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のそり姿勢が旋回半径 R が小さいことから、ターン性が良いということがわかる.

スラスト推力ターンにおいても、そり荷重ターンのときと同様に、そり姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ がターン性が良いそり姿勢となった. したがって、スラスト推力ターンにおいても、3.4 節のそり反力関数 α_X と α_Y が大きな値をとるそり姿勢がターン性が良い.

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15^\circ$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30^\circ$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45^\circ$ Fig. 4.23 スラスト推力ターンのターン方位角 β

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ Fig. 4.24 スラスト推力ターンの旋回半径 R

4.5.2 そり姿勢をパラメータとしたときの直進性

本項では，4.3 節のそり滑走性の評価方法の箇所で述べたように，以下の 2 つの解析をおこない，そり滑走の直進性を評価する．

- ・ 直進そり滑走における移動効率
- ・ 機体に外乱が入ったときの直進安定性

そり姿勢をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率

そり姿勢をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシミュレーション条件を Table. 4.5 に示す．これまでのそり滑走シミュレーションと同様に， $t=0[s]$ からメインスラスト推力 $180[N]$ で機体速度を増加させ，機体速度が $0.5[m/s]$ となったところで，機体速度 $0.5[m/s]$ を保つようにメインスラスト推力を制御する．

Table. 4.5 そり姿勢をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	15, 30, 45	[deg]
	回旋角 θ_0	15, 30, 45	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

Fig. 4.25 から Fig. 4.28 にそり姿勢をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率の結果を示す.

Fig. 4.25 から Fig. 4.27 は直進そり滑走運動における機体の移動軌跡である. Fig. 4.25 から Fig. 4.27 より, 全てのそり姿勢角条件において, $t=0\sim 10[s]$ の間, $\beta=0[\text{deg}]$ であり, 機体が直進運動していることが確認できる. また, $t=10[s]$ における移動距離 L は, 各そり姿勢角条件において, 若干の差があることがわかる.

Fig. 4.28 は, そりに作用する機体座標系 X_b 軸方向そり反力 F_S である. Fig. 4.25 から Fig. 4.27 の移動軌跡の結果と Fig. 4.28 のそり反力の結果をみると, そり反力 F_S が小さい $\phi_0=15[\text{deg}]$, $\theta_0=15[\text{deg}]$ や $\phi_0=15[\text{deg}]$, $\theta_0=30[\text{deg}]$ のそり姿勢角条件が移動距離 L が大きい. $\phi_0=15[\text{deg}]$ のそり姿勢は, 解析を実施したそり条件の中で, 3.4 節の α_X が小さい値をとるそり姿勢である. つまり, α_X が小さい値となるため, そり反力 F_S が小さくなる. したがって, そり反力 F_S が小さいそり姿勢のほうが移動効率が良くなる.

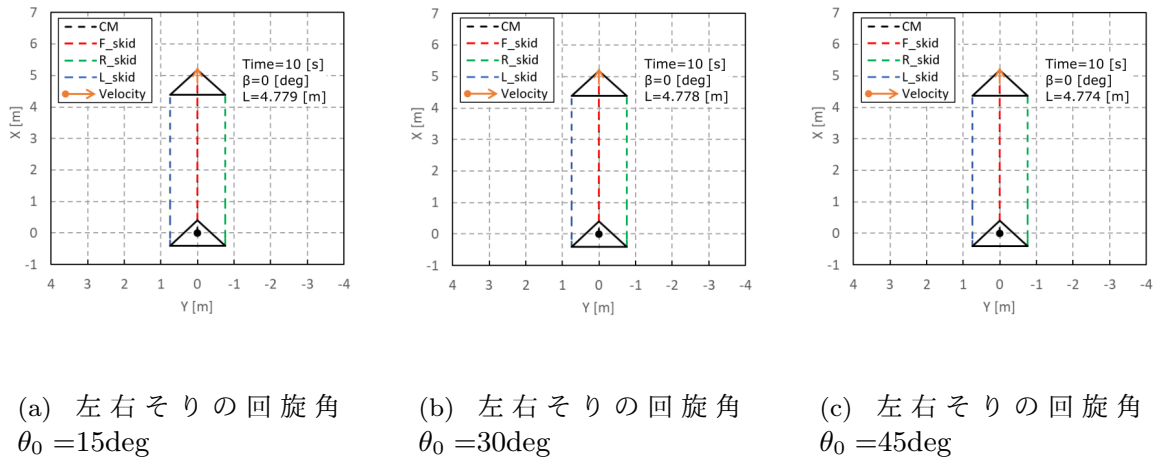
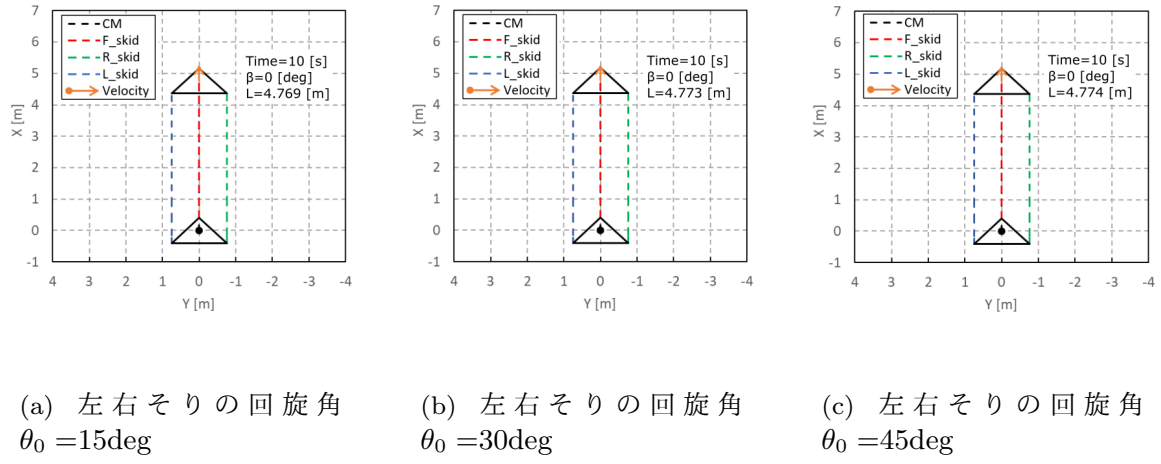
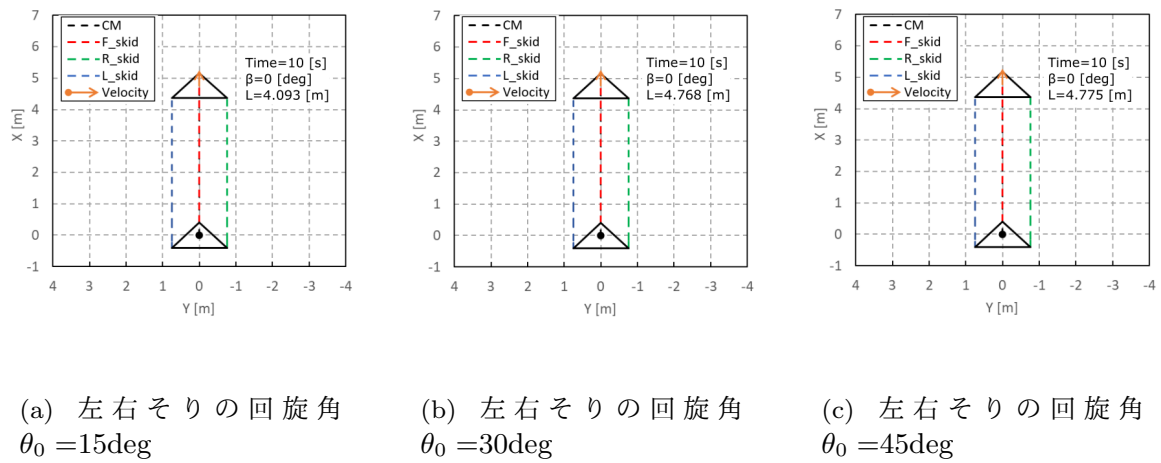
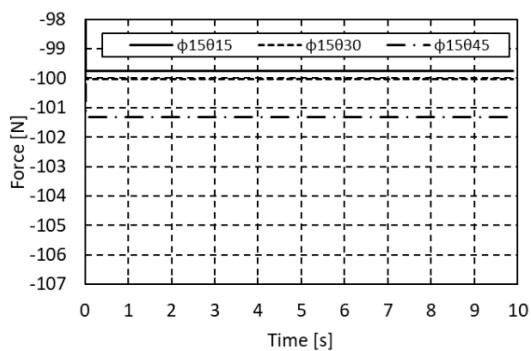
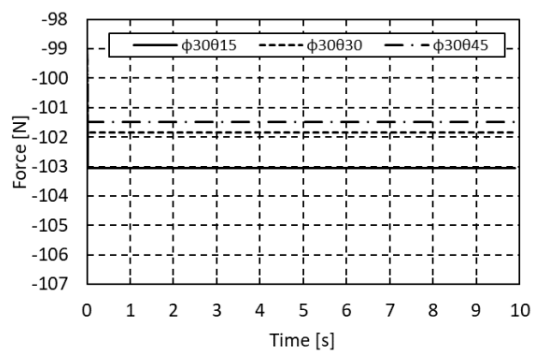
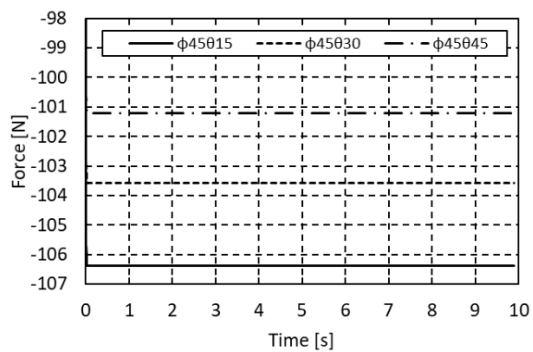


Fig. 4.25 左右そりの角付け角 $\phi_0=15\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡

Fig. 4.26 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡Fig. 4.27 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ としたときの直進運動における機体移動軌跡

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ Fig. 4.28 そり姿勢をパラメータとしきときの機体 X_b 軸方向そり反力 F_S

そり姿勢をパラメータとしたときの外乱に対するの直進安定性の評価

機体に外乱が入ったときの直進安定性の評価では，そり荷重ターンの機体において $t = 1.5 \sim 1.6$ [s] の間，右サブスラストを噴き，左右そりの反力に変化をつけることで外乱を表現し，その後のそり滑走をみる．

Table. 4.6 に機体に外乱が入ったときの直進安定性のシミュレーション条件を示す．

Table. 4.6 そり姿勢をパラメータとしたときの外乱に対するの直進安定性評価のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	15, 30, 45	[deg]
	回旋角 θ_0	15, 30, 45	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~30	[s]
サブスラスト噴射時間		1.5~1.6	[s]
シミュレーション時間		30	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

Fig. 4.29 から Fig. 4.32 に，そり姿勢をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性評価のシミュレーション結果を示す．本解析では， $\phi_0 = 45$ [deg]， $\theta_0 = 15$ [deg] のそり姿勢角条件は，そり滑走中に逆エッジが生じたため，シミュレーション結果から除いた．

Fig. 4.29 から Fig. 4.31 は，機体移動軌跡の結果である．Fig. 4.29 のそりの角付け角 $\phi_0 = 15$ [deg] と Fig. 4.30 のそりの角付け角 $\phi_0 = 30$ [deg] のそり姿勢条件，さらに Fig. 4.31(b) の $\phi_0 = 45$ [deg]， $\theta_0 = 45$ [deg] のそり姿勢条件では，機体に外乱が入ったあとも機体方位角は大きく変化せず直進運動に復帰している．一方，Fig. 4.31(a) の $\phi_0 = 45$ [deg]， $\theta_0 = 30$ [deg] のそり姿勢条件では，機体に外乱が入ったあとにターン運動に移行していることがわかる．

Fig. 4.32 は，ターン角速度を機体座標系 Z_b 軸回りの角速度 ω_Z で表したものであり，負の値が右ターン方向の角速度である．そりの角付け角 $\phi_0 = 15$ [deg] のそり姿勢条件，そりの角付け角 $\phi_0 = 30$ [deg] のそり姿勢条件，さらに $\phi_0 = 45$ [deg]， $\theta_0 = 45$ [deg] のそり姿勢条件では， $t = 1.5$ [s] で角速度 ω_Z に右ターン方向の角速度がでており，その後 0 [deg/s] に

推移する．つまり，機体が直進運動に復帰している．一方， $\phi_0=45[\text{deg}]$ ， $\theta_0=30[\text{deg}]$ のそり姿勢条件では， $t=1.5[\text{s}]$ から右ターン方向の角速度 ω_Z が増加し， $t=15[\text{s}]$ 以降で角速度 ω_Z が一定となっている．つまり，外乱によって機体がターン運動に移行していることを示している．

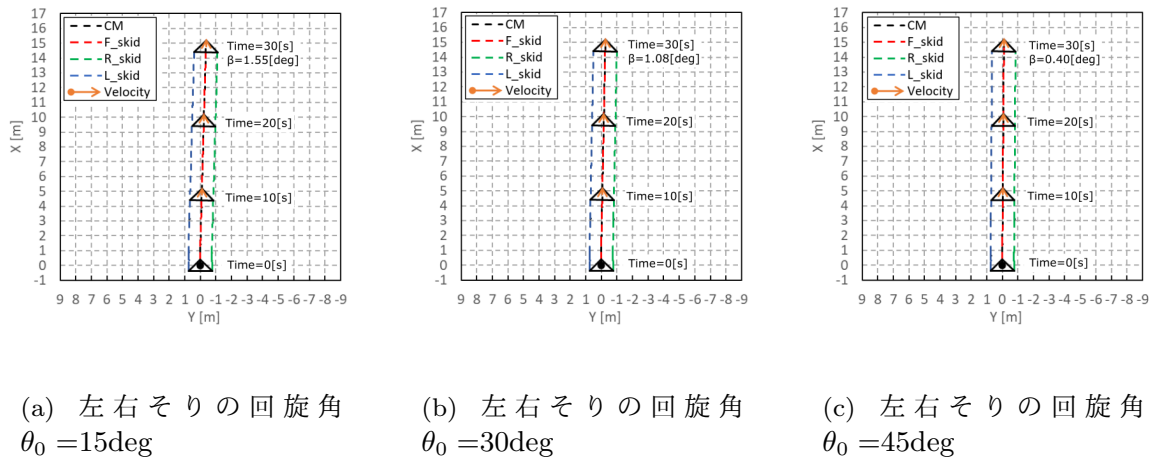


Fig. 4.29 そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡

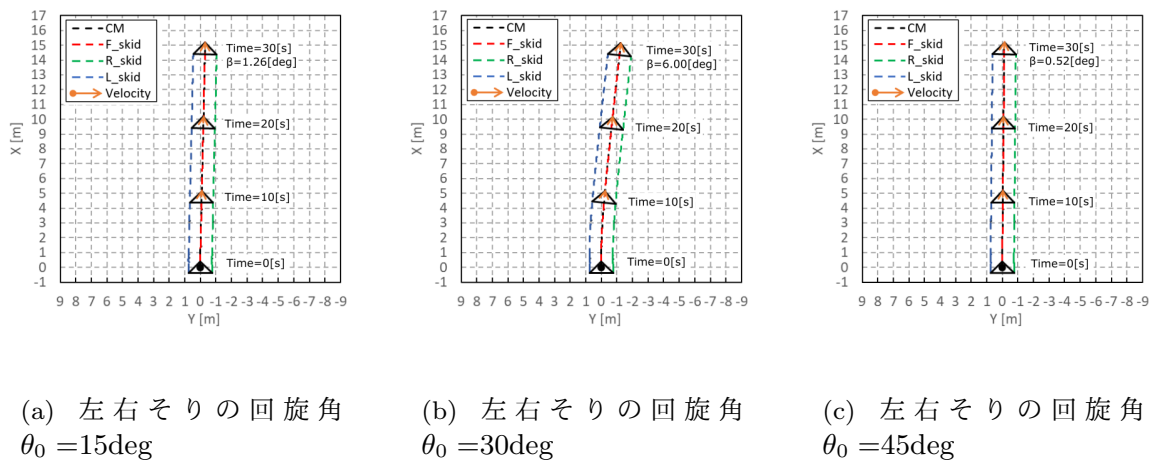
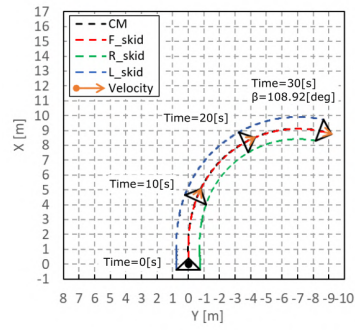
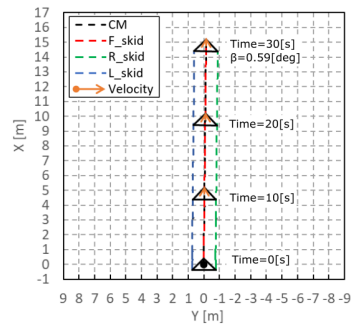


Fig. 4.30 そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡

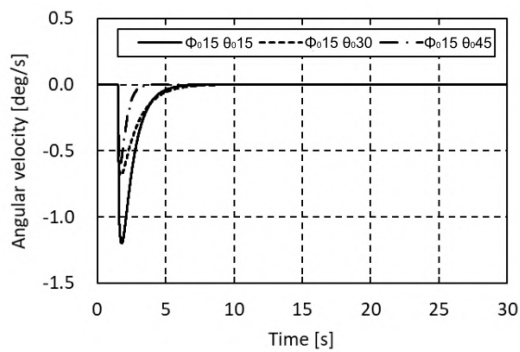
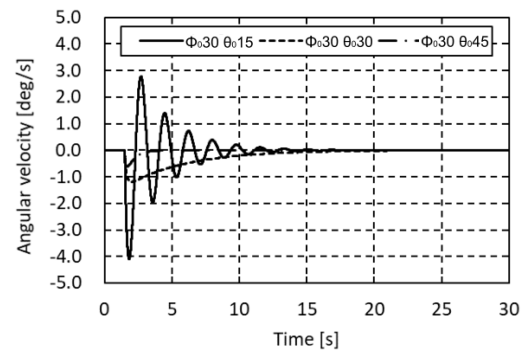
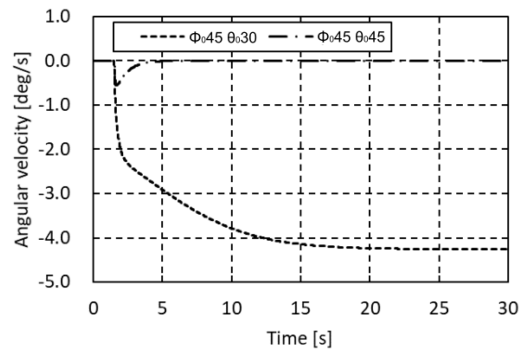


(a) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 30\text{deg}$



(b) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 45\text{deg}$

Fig. 4.31 そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ としたときの機体に外乱が入ったときの直進運動における機体移動軌跡

(a) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ (b) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ (c) 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ Fig. 4.32 そり姿勢をパラメータとしたときの直進性評価における機体 Z_b 軸回りの角速度 ω_Z

そり姿勢をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性評価の考察

そり姿勢をパラメータとした外乱に対する直進安定性評価のシミュレーション結果では、Fig. 4.31(a) の $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のそり姿勢条件のみ、外乱が入ったあとにターン運動に移行している。ここでは、自動車の車両運動力学を参考に、その原因について考える。

自動車の車両運動力学では、外乱に対する直進安定性の評価のために、自動車の重心位置とタイヤに作用する力の合力の着力点の関係を調べる方法が用いられる [46]。今、直進運動中の自動車になんらかの外乱によりターン角速度 ω が生じたとする。(Fig. 4.33)。自動車にターン角速度 ω が生じると、自動車には角速度 ω により重心に車両横方向に遠心力 mRV が作用し、車両が横滑りすることでタイヤに遠心力とは逆向きの力が作用する。このタイヤに作用する横力の合力 F の着力点のことを NSP(ニュートラルステアポイント) と呼び、NSP と重心位置の関係により、外乱入力後の運動特性には Fig. 4.33 に示す 3 つの特性がある。まず、Fig. 4.33(a) に示すように、NSP が重心位置よりも進行方向側にある場合、車両にはターン角速度 ω を増長する旋回モーメントが働くことになる。したがって、外乱入力後にターン角速度が増加する。このような車両特性のことを OS(オーバーステア) と呼ぶ。また、Fig. 4.33(b) に示すように、NSP が重心位置に一致している場合、車両には旋回モーメントが作用しない。つまり、外乱によりターン角速度が生じた場合、その角速度が一定に保もたれる。このような車両特性を NS(ニュートラルステア) と呼ぶ。Fig. 4.33(c) に示すように、NSP が重心位置より後方に位置している場合、車両にはターンを妨げる方向に旋回モーメントが働く。つまり、外乱によりターン角速度が生じても、そのターン角速度が小さくなる方向に旋回モーメントが働き、車両が直進運動に復帰する。このような車両特性を US(アンダーステア) と呼ぶ。一般的な車両は、外乱に対する直進安定性を保つために、車両を US 特性に設計する。

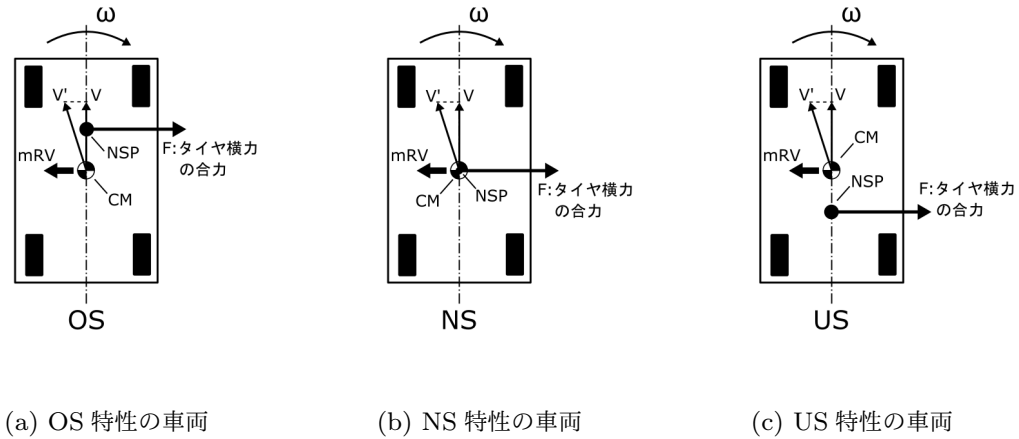


Fig. 4.33 自動車の外乱に対する走行安定性評価のための車両特性

本論文においても、そり滑走ターン中のそりの合力の着力点と重心位置の関係から外乱に対する直進安定性の評価をおこなう。ここで、本論文におけるそり合力の着力点の算出方法について述べる。今、そり滑走シミュレーションの結果より、Fig. 4.34 に示すように各そりの反力と旋回モーメント T_z がわかっているとする。そり反力の合力の着力点は一意には定まらず、式 (4.28) から合力 F ベクトル線上に位置する。Fig. 4.33 の自動車の場合は、ターン運動はタイヤに作用する横力により生じると考えられているため、タイヤ横力の合力の着力点 NSP は車両の機軸上の 1 点に定まる。しかし、本研究の機体のそりには横方向の反力と進行方向と逆向きの反力が作用するため、そりの合力の着力点は Fig. 4.34 に示すように合力 F ベクトルの向きに沿った線上となる。ここで、 F ベクトル線上の 1 点に F ベクトルを定めるために、新たに式 (4.29) のベクトルの直交条件を導入し、モーメントアーム r が最小となるように合力 F の位置を定める。式 (4.28) と式 (4.29) を r_x と r_y について解くと、式 (4.30)、式 (4.31) のようになり、これらの式により合力 F の着力点が一意に定まる。このように合力 F の位置を定めると、Fig. 4.35 に示すように、機体固定座標系の各象限にどこに合力 F の着力点が位置するかによって旋回モーメントの向きが決まってくる。すなわち、機体固定座標系の第 1 象限、第 2 象限に合力 F の着力点がある場合、機体には左ターン方向の旋回モーメントが作用し、第 3 象限、第 4 象限に合力 F の着力点がある場合、機体には右ターン方向の旋回モーメントが作用することになる。各象限の判定は、機体固定座標系における合力 F の着力点の座標値 r_x と r_y を調べればよい。つまり、第 1 象限では r_x 座標値が正かつ r_y 座標値が正、第 2 象限では r_x 座標値が負かつ r_y 座標値が正、第 3 象限では r_x 座標値が負かつ r_y 座標値が負、第 4 象限では r_x 座標値が正かつ r_y 座標値が負となる。したがって、機体に右ターンの旋回モーメントが働く場合は、 r_y が正となり、また左ターンの旋回モーメントが働く場合は、 r_y が負となる。

そのため，着力点の r_y の正負を判定することで，外乱入力後の過渡状態において，直進運動に復帰する機体特性か，ターン運動に移行する機体特性かがわかる．

$$r_x F_y + r_y F_x = T_z \quad (4.28)$$

$$r_x F_x + r_y F_y = 0 \quad (4.29)$$

$$r_x = \frac{F_y}{F_x^2 + F_y^2} T_z \quad (4.30)$$

$$r_y = -\frac{F_x}{F_x^2 + F_y^2} T_z \quad (4.31)$$

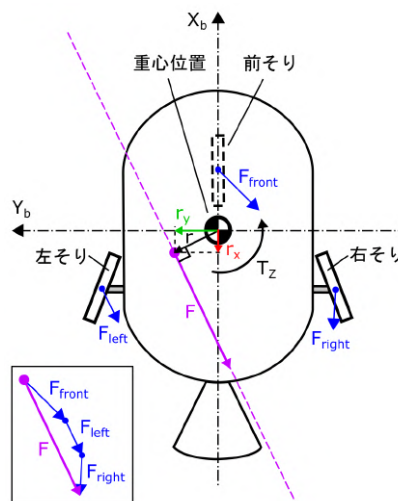


Fig. 4.34 そり反力の合力の着力点と向きによる旋回モーメント方向の関係

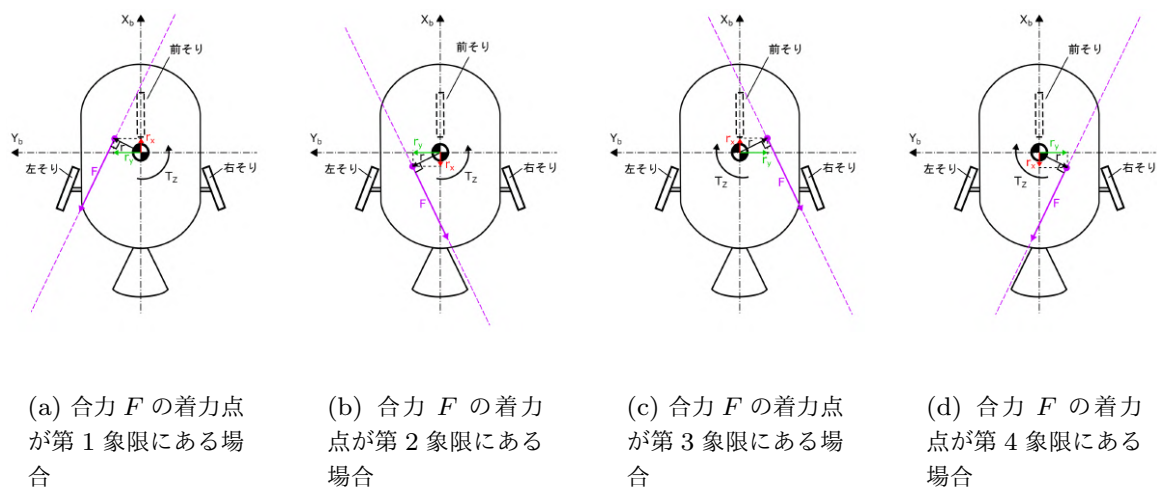
Fig. 4.35 そりの合力 F の着力点と旋回モーメントの関係

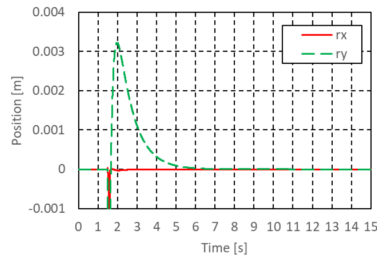
Fig. 4.36 から Fig. 4.38 が外乱に対する直進性評価シミュレーションのそり合力 F の着力点座標値 r_x , r_y の結果である．ここでは，結果を見やすくするために $t = 0 \sim 10[s]$ までの r_x と r_y の時間履歴を示している．

Fig. 4.36 から Fig. 4.38 をみると，Fig. 4.38(a) の左右そり姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の結果のみ，外乱入力後の $t = 1.6[s]$ 以降にそり合力の着力点座標値 r_y が負となっている．一方，それ以外のそり姿勢条件では， $t = 1.6[s]$ 以降にそり合力の着力点座標値 r_y が正となっている．つまり，左右そり姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の条件では，外乱入力後も右ターン方向にそり合力が作用するため，そのまま右ターン運動を続ける．一方，それ以外のそり姿勢条件では外乱入力後に左ターン方向にそり合力が作用することで，外乱入力後に直進運動に復帰している．Fig. 4.37(a) の左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 15[\text{deg}]$ の結果は， r_y が正と負に変化しているが，外乱入力が終わる $t = 1.6[s]$ の直後は正となっている．外乱入力直後に左ターン方向のモーメントが機体に作用するため，直進運動へ復帰が行われ，その後 r_y が正と負に交互に入れ替わり，徐々に直進運動に復帰していく．

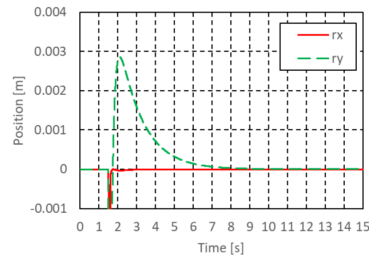
次に，左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の姿勢条件のみ，外乱入力後のそり合力の着力点座標値 r_y が負となる原因を考える．これは，左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の姿勢条件は，左右そりの反力が大きいため，機体が前そり荷重となり，前そり荷重が大きくなることで前そりによる右ターン方向の旋回モーメントが大きくなるためである．Fig. 4.39(a) に左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の前そりに作用する機体固定座標系 Z_b 軸方向の反力 F_{F_z} を示す．また，Fig. 4.39(b) に左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ の前そりに作用する機体固定座標系 Z_b 軸方向の反力 F_{F_z}

を示す. Fig. 4.39(a) と (b) を比較すると, 左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ のほうが前そりの反力 F_z が大きいことがわかる. これは, Fig. 4.40 に示すように, 機体座標系 X_b 軸方向の左右そりの反力 ($R.F_x + L.F_x$) が大きくなることで, 機体に前転方向のモーメントが作用するためであり, それにより前そりの荷重が大きくなる.

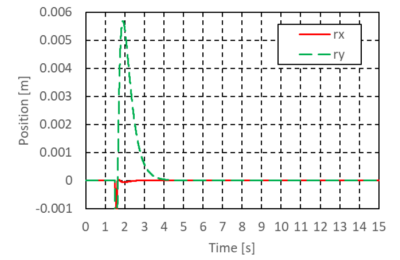
Fig. 4.41 は左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ と左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ における機体に作用する旋回モーメント T_z , 前そりによる旋回モーメント $F.T_z$, 左右そりによる旋回モーメント $R.T_z + L.T_z$ である. 旋回モーメントは機体固定座標系 Z_b 軸回りの回転モーメントで表しており, 負の値が右ターン方向の旋回モーメントとなる. Fig. 4.41(a) の左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ では, $t = 1.6[\text{s}]$ 以降の機体の旋回モーメント T_z が正の値となっており, 左ターン方向の旋回モーメントとなっている. これは, 前そりの右ターン方向の旋回モーメント $F.T_z$ よりも左右そりの左ターン方向の旋回モーメント $R.T_z + L.T_z$ の方が大きいためである. 一方, Fig. 4.41(b) の左右そりの姿勢角 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 45[\text{deg}]$ では, $t = 1.6[\text{s}]$ 以降の機体の旋回モーメント T_z が負の値となっており, 右ターン方向の旋回モーメントとなっている. これは, 前そりの右ターン方向の旋回モーメント $F.T_z$ が左右そりの左ターン方向の旋回モーメント $R.T_z + L.T_z$ よりも大きいためであり, その原因は Fig. 4.39 に示したように左右そりの反力 $R.F_x + L.F_x$ が大きくなることにより前そりの荷重 F_z が大きくなるためである. 以上のことから, 左右そりの反力が大きくなると機体に前転のモーメントが作用し, 前そり荷重が大きくなる. それにより, 前そりによるターンを増長する旋回モーメントが大きくなることで, 外乱に対する直進安定性が悪くなる. これは, そりの姿勢による反力の増加だけでなく, 地面の摩擦が大きいことによるそり反力の増加でも起こり得る. そのため, 外乱に対する直進安定性を保つためには, 前そり荷重が大きくなりすぎないようにそり姿勢を決定すること, 前そり反力が小さくなるように前そり形状を工夫すること, また, 前そりの摩擦力が小さくなるような材質をそりに選択するといったことが必要となる.



(a) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 15\text{deg}$

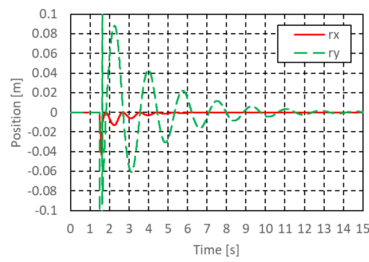


(b) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 30\text{deg}$

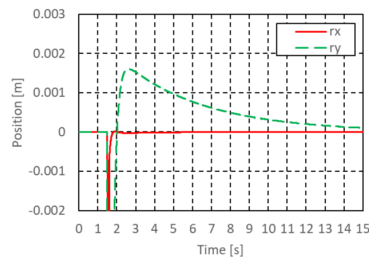


(c) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 45\text{deg}$

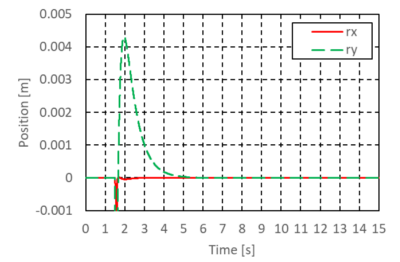
Fig. 4.36 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 15\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値



(a) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 15\text{deg}$

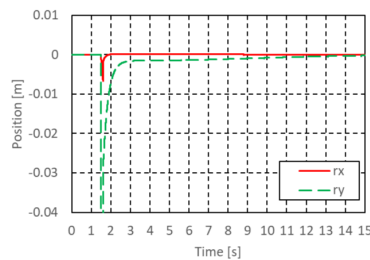


(b) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 30\text{deg}$

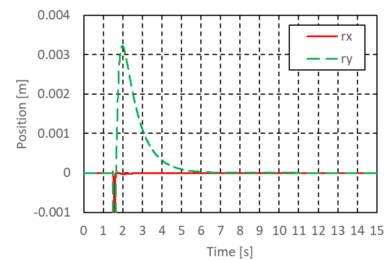


(c) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 45\text{deg}$

Fig. 4.37 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 30\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値

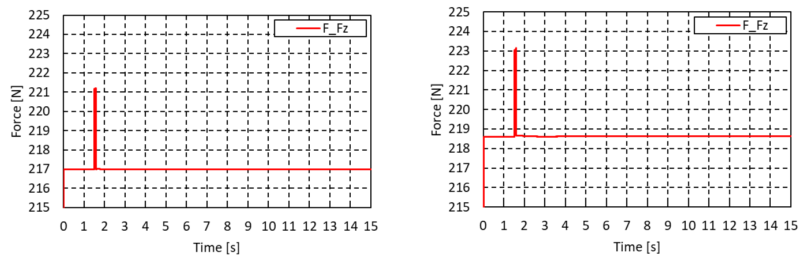


(a) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 30\text{deg}$



(b) 左右そりの回旋角
 $\theta_0 = 45\text{deg}$

Fig. 4.38 左右そりの角付け角 $\phi_0 = 45\text{deg}$ 条件におけるそり合力の着点座標値



(a) 左右そりの姿勢角
 $\phi_0 = 30\text{deg}$, $\theta_0 = 30\text{deg}$

(b) 左右そりの姿勢角
 $\phi_0 = 45\text{deg}$, $\theta_0 = 30\text{deg}$

Fig. 4.39 左右そりの姿勢角による前そり荷重の変化

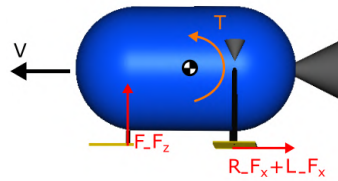
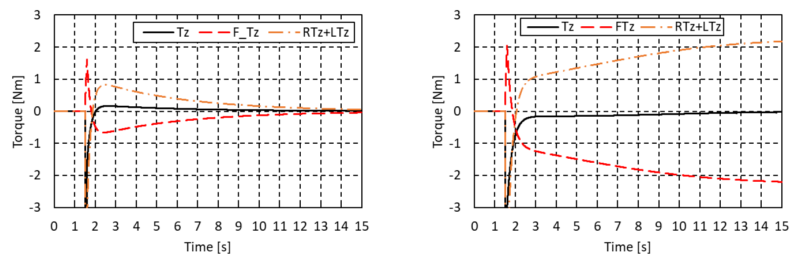


Fig. 4.40 左右そりの反力による前そり荷重の増加



(a) 左右そりの姿勢角
 $\phi_0 = 30\text{deg}$, $\theta_0 = 30\text{deg}$

(b) 左右そりの姿勢角
 $\phi_0 = 45\text{deg}$, $\theta_0 = 30\text{deg}$

Fig. 4.41 左右そりの姿勢角による前後そりの旋回モーメント

4.5.3 そり姿勢角がそり滑走性に与える影響のまとめ

本節では、そり姿勢がそり滑走性に与える影響の評価をおこなった。

そり姿勢をパラメータとしたときのターン性では、そり荷重ターンとスラスト推力ターンのどちらにおいても、そり姿勢がターン性に影響を与えることを確認した。特に、そり姿勢角条件 $\phi_0 = 30[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$, そり姿勢角条件 $\phi_0 = 45[\text{deg}]$, $\theta_0 = 30[\text{deg}]$ がターン性が良い結果となった。これは、3.4 節で構築したそり反力モデルのそり反力関数 α_X と α_Y が大きな値をとるそり姿勢条件である。つまり、そり反力が大きくなる姿勢ほど、ターン性が良くなる。

そり姿勢をパラメータとしたときの直進性では、まず直進そり滑走における移動効率を評価した。移動効率の評価では、機体 X_b 軸方向のそり反力 F_S が小さいほど、移動距離 L が大きくなり、移動効率が良くなる。これは、3.4 節のそり反力モデルのそり反力関数 α_X が小さな値をとるそり姿勢条件である。さらに、直進性評価として、機体に外乱が入ったときの直進安定性の評価をおこなった。その結果として、そりの姿勢条件により、外乱入力後に直進運動に復帰する場合とターン運動に移行する場合があることがわかった。外乱入力後に機体がターン運動に移行する原因としては、左右そりの反力が高いそり姿勢条件の場合、左右そりの反力により機体に前転モーメントが作用し、前そりの荷重が高まる。それにより、前そりのターンを増長する方向のモーメントが大きくなるためである。そりの反力の増加は、そり姿勢だけでなく、砂地面の摩擦が高い場合にも起こり得る。そのため、外乱に対する直進安定性を保つために、前そり荷重が高くなりすぎないようにそり姿勢を決定すること、さらに前そりの反力が高くなりすぎないような前そり形状とすること、前そりの摩擦力が小さくなるようなそりの材質を選択するといったことが必要である。さらに、本研究では、外乱入力後の直進安定性を判断する手段として、自動車の走行安定性評価の方法を参考としたそり反力の合力の着点と機体重心位置の関係を調べた。その結果として、外乱入力後にターン運動に移行するものは、そり合力の着点と重心位置の関係がターン運動を増長する方向に旋回モーメントが作用する特性があることがわかった。このそり合力の着点と機体重心位置の関係を調べることで、外乱に対して直進安定性のある機体を設計することができる。

以上のことから、ターン性と直進運動における移動効率は相反する関係であり、機体設計の際にはターン性と移動効率のトレードオフが必要となること、さらに外乱に対する直進安定性を確保するために、そり合力と着点の関係を機体設計の際に把握する必要があることが明らかとなった。

4.6 そり位置がそり滑走性に与える影響

本節では、そりの位置がそり滑走性に与える影響を評価する．本論文における小型着陸機モデルの通常そり位置を Fig. 4.42 に示す．この通常そり位置の機体に対して，Fig. 4.43(a) に示すような前そりの前後位置を変化させた機体，さらに Fig. 4.43(b) に示す左右そり前後位置を変化させた機体，Fig. 4.43(c) に示す左右そりの左右位置を変化させた機体，これらそれぞれの機体において，そり滑走シミュレーションをおこない，そり位置がそり滑走性に与える影響を評価する．

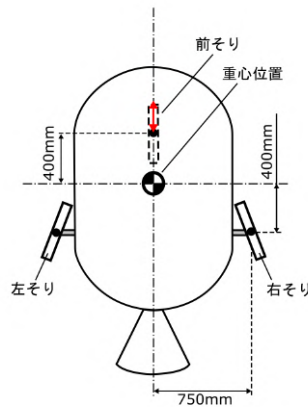
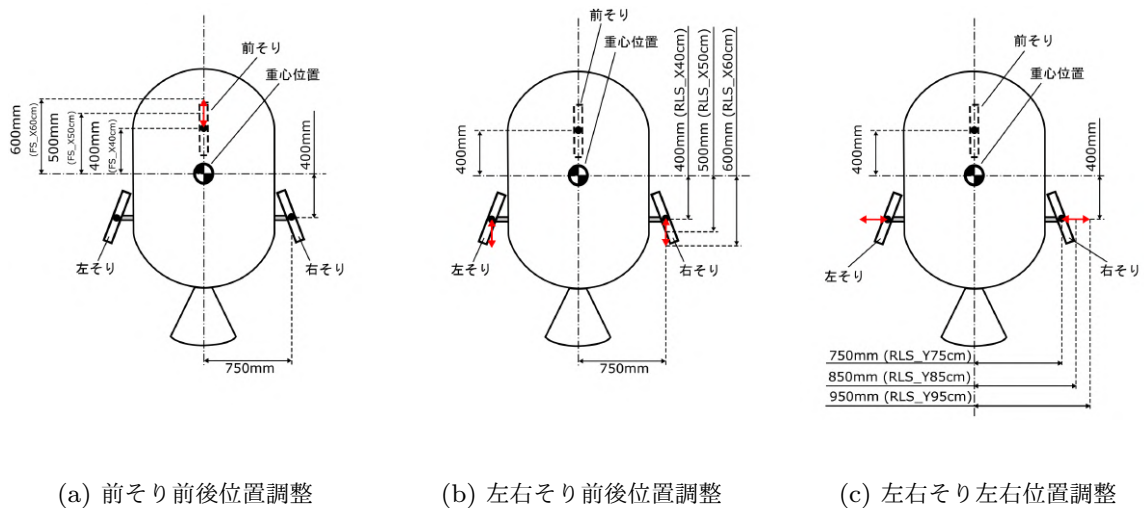


Fig. 4.42 本論文の小型着陸機モデルの通常そり位置



(a) 前そり前後位置調整

(b) 左右そり前後位置調整

(c) 左右そり左右位置調整

Fig. 4.43 そり位置を変化させた機体

4.6.1 そり位置をパラメータとしたときのターン性

そり位置をパラメータとしたときのターン性を評価する．Table. 4.7 に，そり位置をパラメータとしたときのターン性評価のシミュレーション条件を示す．

Table. 4.7 そり位置をパラメータとしたときのターン性評価のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	30	[deg]
	回旋角 θ_0	30	[deg]
前そり前後位置 (FS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり前後位置 (RLS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり左右位置 (RLS_Y)	機体重心位置からの距離	750	[mm]
		850	[mm]
		950	[mm]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~10	[s]
サブスラスト噴射時間		1.5~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンによるターン性

そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンの結果を Fig. 4.44, Fig. 4.45 に示す.

Fig. 4.44(a) は, 前そりの前後位置を変化させたときのターン方位角 β の結果である. Fig. 4.44(a) より, $t=10[s]$ のターン方位角 β は, 前そりの前後位置が重心位置に近い FS_X40cm の機体が大きく, 前そりの前後位置が重心位置から遠い FS_X60cm の機体が小さくなっている. 次に, Fig. 4.44(b) の左右そりの前後位置を変化させた機体のターン方位角 β は, 左右そりの前後位置が重心位置に近い RLS_X40cm がターン方位角 β が大きく, 左右そり前後位置が重心位置から遠い RLS_X60cm はターン方位角 β が小さい. 最後に, Fig. 4.44(c) の左右そりの左右位置を変化させた機体のターン方位角 β では, それぞれの機体において, ターン方位角 β にあまり差がないことがわかる.

Fig. 4.45 はそり荷重ターンにおける旋回半径 R である. 各そり位置条件の旋回半径 R は, $t=3[s]$ 以降で一定となっている. さらに, ターン方位角 β と同様に, 前そり, 左右そりの位置が重心位置に近い機体が旋回半径 R が小さくなっている.

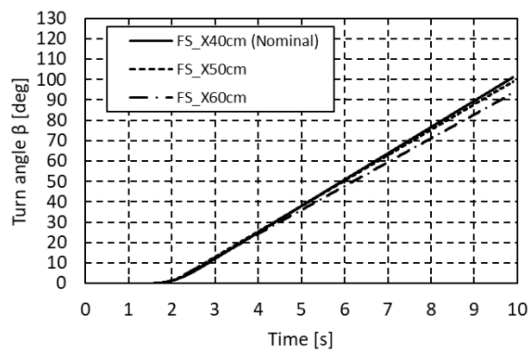
本シミュレーションでは, 前そり, 左右そりの位置が重心位置に近い機体がターン性が良い結果となった. まず, 前そりの前後位置調整のシミュレーションについて考察する. 前そりはターン運動に入るとターンを増長する旋回モーメントが生じる. この旋回モーメントは, そりに作用する反力と機体重心位置とそり位置までのモーメントアームにより決まる. 前そりを重心位置に近くすると, 前そりの荷重が高まることで前そり反力が高まるが, 一方で前そりのモーメントアームは小さくなる. 本シミュレーション結果では, 前そりが重心位置に近いほうがターン性が良くなったことから, モーメントアームの変化よりも前そり反力の増加が右ターンの旋回モーメントに寄与したことになる.

次に, 左右そりの前後位置調整について考察する. 左右そりの前後位置調整についても, 左右そりが重心位置に近いほうがターン性が良い結果となった. これは, 前そりの考察と同様に, 左右そりを重心位置に近づけることで左右そりの荷重が大きくなり, それに伴い, 左右そりの反力が高まる. さらにそり荷重ターンすることにより, 右そりの反力が高まることで, ターン性が良くなる.

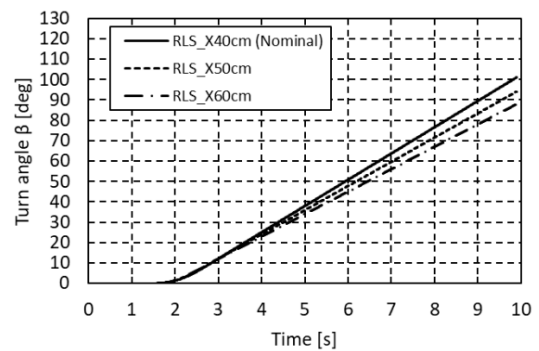
次に, 左右そりの左右位置調整について考察する. 左右そりの左右位置調整については, 各左右そり位置条件でターン性に大きな差はなかった. これは, 左右そりの左右位置を変化させても左右そりの荷重条件が大きく変化しないためである. つまり, 右そりと左そりを重心位置から同じ量だけ左右に配置した場合, 機体固定座標系 X_b 軸回りのモーメントの釣り合いが取れ, さらに, 機体座標軸 Y_b 軸回りについてもそりの前後位置は変化させていないため, 前そりと左右そりの荷重バランスは変化しない. したがって, 本シミュレーションのように左右そりの左右位置を 10~20[cm] 程度の変化の場合, 左右そり

の荷重条件は大きく変化しないため、ターン性に大きな変化が現れないことになる。

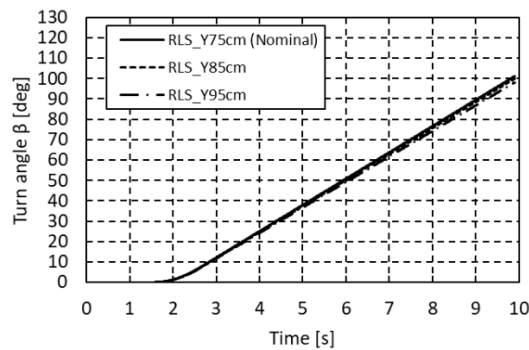
本シミュレーションでは、そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンによるターン性を評価した。結論として、そり位置がターン性に影響を与えることが明らかとなり、特に、前そりと左右そりの前後位置がターン性に影響を与えることがわかった。また、左右そりの左右位置調整は、10~20[cm] 程度の変化では、ターン性に大きく影響しないことがわかった。



(a) 前そりの前後位置調整

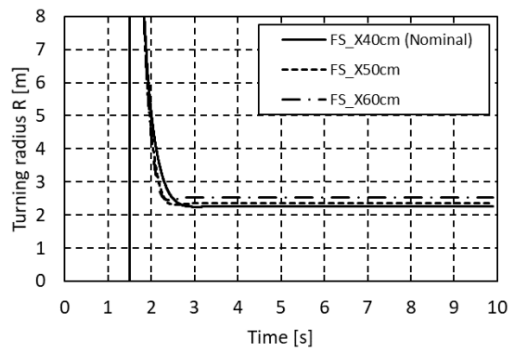


(b) 左右そりの前後位置調整

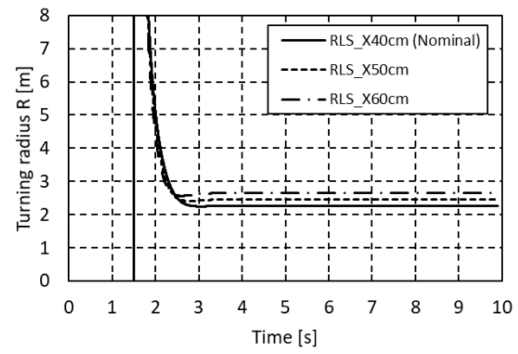


(c) 左右そりの左右位置調整

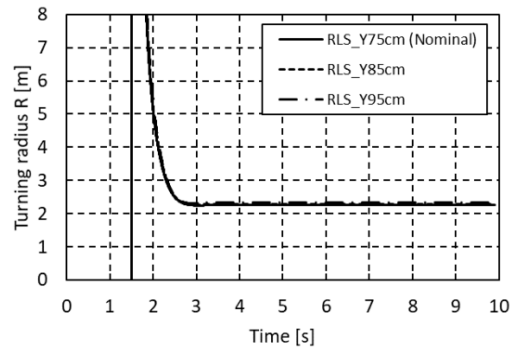
Fig. 4.44 そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンのターン方位角 β



(a) 前そりの前後位置調整



(b) 左右そりの前後位置調整



(c) 左右そりの左右位置調整

Fig. 4.45 そり位置をパラメータとしたときのそり荷重ターンの旋回半径 R

そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンにおけるターン性

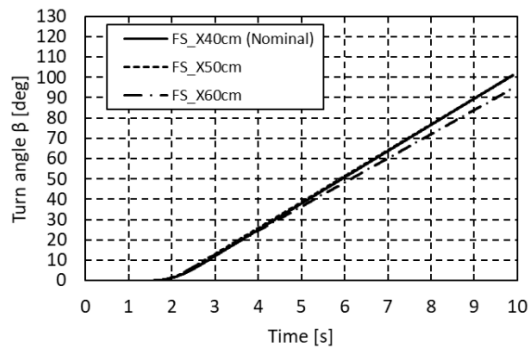
そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンによるターン性評価の結果を Fig. 4.46, Fig. 4.47 に示す.

Fig. 4.46 はスラスト推力ターンによるターン方位角 β である. 前そり前後位置調整と左右そり前後位置調整のシミュレーションでは, そり荷重ターンのときと同様に, $t=10[s]$ において, 前そりおよび左右そりが重心位置に近い機体がターン方位角 β が大きく, ターン性が良いことがわかる. 左右そりの左右位置調整のシミュレーションでは, ターン方位角 β に大きな差はないものの, 左右そりの左右位置 85[cm](RLS_Y85cm) の機体条件のターン方位角 β が少し大きくなっていることがわかる.

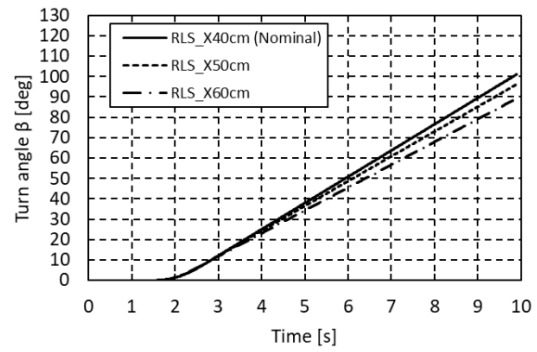
Fig. 4.47 はスラスト推力ターンによる旋回半径 R である. 旋回半径 R においても, 前そり前後位置調整と左右そり前後位置調整のシミュレーションでは, 前そりと左右そりが重心位置に近い機体条件が旋回半径が R が小さく, ターン性が良いことがわかる. 一方で, ターン方位角 β と同様に, 左右そりの左右位置調整のシミュレーションでは, 左右そりの左右位置 85[cm](RLS_Y85cm) の機体条件が他の左右そりの左右位置調整機体条件よりも旋回半径 R が小さいことから, ターン性が良いことがわかる.

本シミュレーション結果について考察する. 前そり前後位置調整と左右そり前後位置調整のシミュレーションでは, そり位置が重心位置に近い機体条件がターン性が良い結果となった. これは, そり位置をパラメータとしたそり荷重ターンのターン性評価の時と同様であり, そり位置を重心位置に近づけたことにより, そりの反力が高まり, それにより旋回モーメントが大きくなったためである. 次に, 左右そりの左右位置調整のシミュレーションについては, 左右そりの左右位置 85[cm](RLS_Y85cm) の機体条件がターン性が良い結果となった. これは, 左右そりの左右位置調整の機体ではそりの荷重条件が変化しにくく, さらにそり荷重ターンのような積極的にそり反力を高めるターン方法でないためである. つまり, 左右そりの左右位置変化によるそり反力とモーメントアームのバランスにより, 左右そりの左右位置 85[cm](RLS_Y85cm) の機体条件がターン性が良い結果となった.

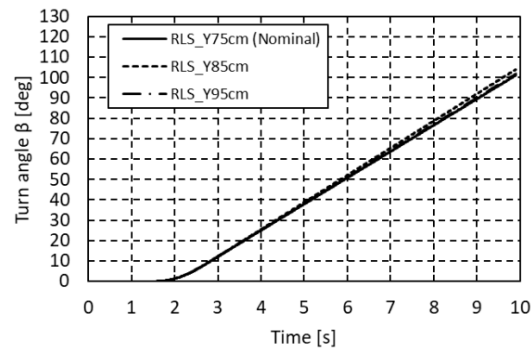
以上の結果より, そり位置をパラメータとしたスラスト推力ターンのターン性評価では, そり位置がターン性に影響を与えることが明らかとなった. また, そり荷重ターンと同様に, 特に前そりと左右そりの前後位置調整がターン性に大きく影響を与え, 左右そりの左右位置調整は左右そり位置の 10~20[cm] 程度の変化では, ターン性には大きく影響を与えないことがわかった.



(a) 前そりの前後位置調整

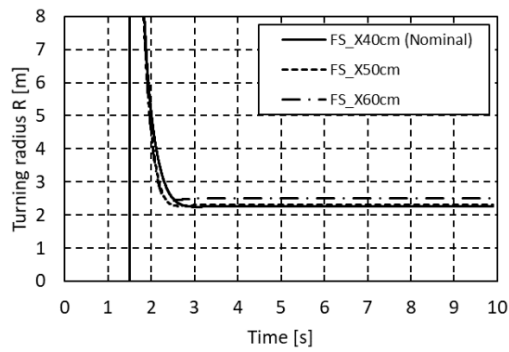


(b) 左右そりの前後位置調整

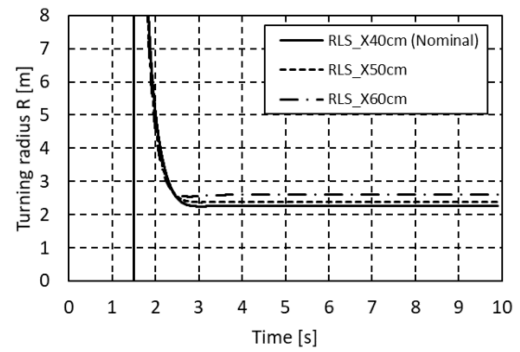


(c) 左右そりの左右位置調整

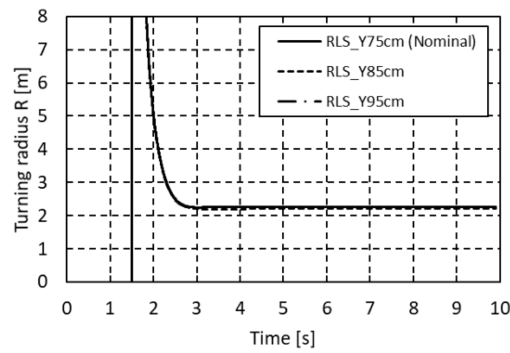
Fig. 4.46 そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンのターン方位角 β



(a) 前そりの前後位置調整



(b) 左右そりの前後位置調整



(c) 左右そりの左右位置調整

Fig. 4.47 そり位置をパラメータとしたときのスラスト推力ターンの旋回半径 R

4.6.2 そり位置をパラメータとしたときの直進性

本節では、そり位置をパラメータとしたときの直進性の評価として、以下の2つのシミュレーションをおこなう。

- ・ 直進そり滑走における移動効率
- ・ 機体に外乱が入ったときの直進安定性

そり位置をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率

そり位置をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシミュレーション条件を Table. 4.8 に示す。

Table. 4.8 そり位置をパラメータとしたときの直進そり滑走における移動効率のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	30	[deg]
	回旋角 θ_0	30	[deg]
前そり前後位置 (FS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり前後位置 (RLS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり左右位置 (RLS_Y)	機体重心位置からの距離	750	[mm]
		850	[mm]
		950	[mm]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスタ噴射時間		0~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

Fig. 4.48 から Fig. 4.51 に、そり位置をパラメータとしたときの直進そり滑走における機体移動軌跡の結果を示す．全てのそり位置の機体条件において、 $t=0\sim 10[s]$ の間でターン方位角 $\beta=0[\text{deg}]$ であり機体の直進運動が確認できる． $t=10[s]$ における移動距離 L は、各そり位置の機体条件で大きな差はない．

Fig. 4.52 に、直進そり滑走における機体 X_b 軸方向そり反力 F_S の結果を示す．Fig. 4.52(a) は、前そりの前後位置調整したときのそり反力 F_S の結果である．Fig. 4.52(a) では、前そり前後位置を重心位置から遠くしたほうが、そり反力 F_S が負に大きくなる．これは、前そりが重心位置から遠くなると前そりの荷重が小さくなり、その分、機体後方にある左右そりの荷重が大きくなるためであり、これにより、左右そりの機体 X_b 軸方向そり反力 F_S が大きくなる．次に、Fig. 4.52(b) の左右そりの前後位置調整をした機体のそり反力 F_S をみると、そり位置が重心位置よりも近いほうがそり反力 F_S が大きくなる．これは、左右そりが重心位置に近いほうが、左右そりにかかる荷重が大きくなり、左右そりに大きな反力が作用するためである．最後に、Fig. 4.52(c) の左右そり左右位置調整をした機体のそり反力 F_S をみると、そりの反力 F_S に差がない．これは、左右そりの左右位置を変化させても左右そりの荷重条件がほとんど変わらないためである．

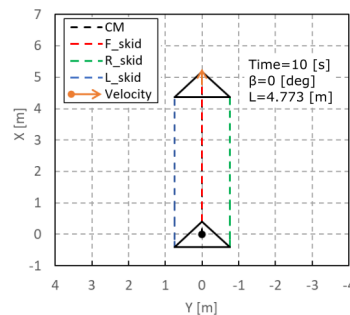
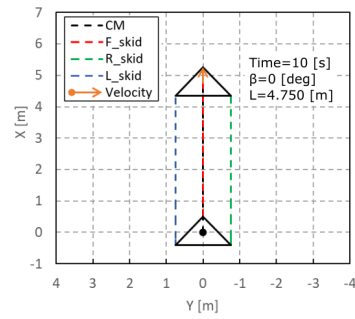
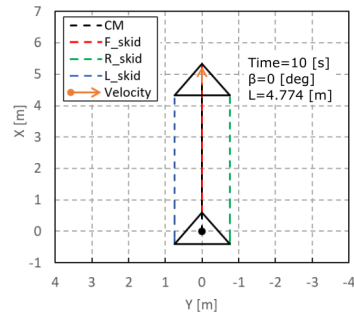


Fig. 4.48 通常そり位置機体の直進運動における機体移動軌跡

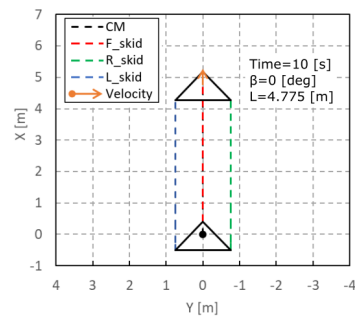


(a) 前そり前後位置 500mm

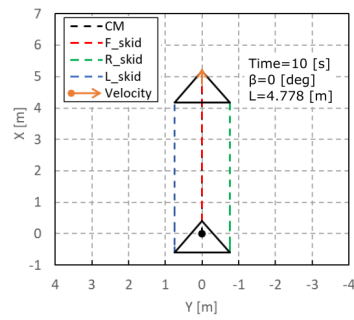


(b) 前そり前後位置 600mm

Fig. 4.49 前そりの前後位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡

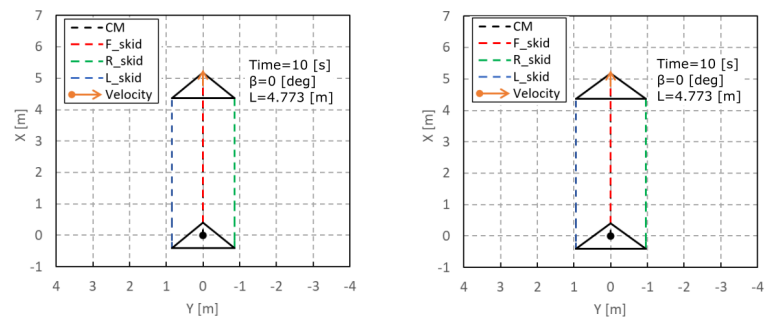


(a) 左右そり前後位置 500mm



(b) 左右そり前後位置 600mm

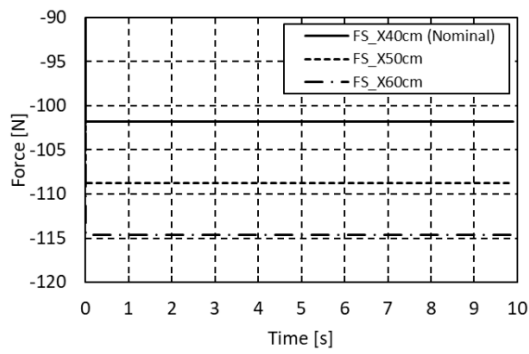
Fig. 4.50 左右そりの前後位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡



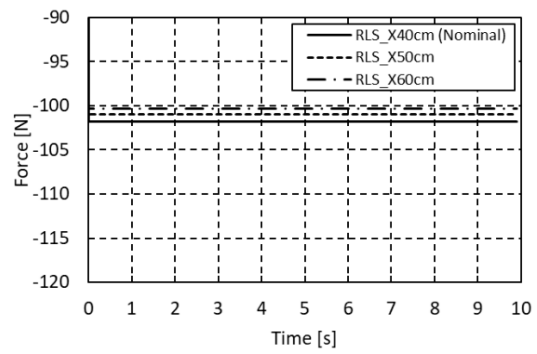
(a) 左右そり左右位置 850mm

(b) 左右そり左右位置 950mm

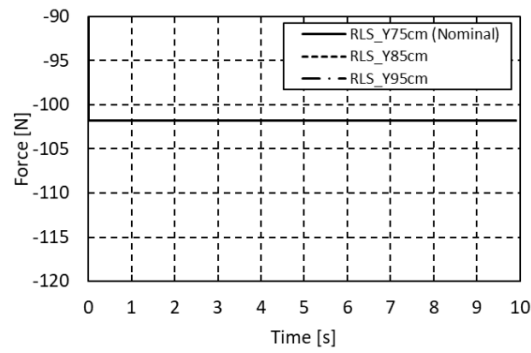
Fig. 4.51 左右そりの左右位置調整機体の直進運動における機体移動軌跡



(a) 前そりの前後位置調整



(b) 左右そりの前後位置調整



(c) 左右そりの左右位置調整

Fig. 4.52 そり配置をパラメータとしたときの機体 X_b 軸方向そり反力 F_S

そり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性の評価

そり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進性評価をおこなう．4.5 節のそり姿勢をパラメータとしたときの直進評価のときと同様に，そり荷重ターンの機体において $t = 1.5 \sim 1.6$ [s] の間サブスラストを噴き，左右そりの反力に差をつけることで外乱を表現し，その後のそり滑走をみる．

Table. 4.8 にそり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性評価のシミュレーション条件を示す．

Table. 4.9 そり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性評価のシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり姿勢角	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右そり姿勢角	角付け角 ϕ_0	30	[deg]
	回旋角 θ_0	30	[deg]
前そり前後位置 (FS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり前後位置 (RLS_X)	機体重心位置からの距離	400	[mm]
		500	[mm]
		600	[mm]
左右そり左右位置 (RLS_Y)	機体重心位置からの距離	750	[mm]
		850	[mm]
		950	[mm]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~30	[s]
サブスラスト噴射時間		1.5~1.6	[s]
シミュレーション時間		30	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

Fig. 4.53~Fig. 4.56 に、機体に外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡の結果を示す。Fig. 4.53 は、通常のそり位置機体の機体移動軌跡であり、 $t = 1.5[s]$ で機体に外乱が入ったあとターン方位角 β が変化するが、その後直進運動に復帰していることがわかる。Fig. 4.54 は、前そりの前後位置を重心位置から 500[mm], 600[mm] としたときの機体移動軌跡である。Fig. 4.54 の結果より、 $t = 1.5[s]$ で機体に外乱が入ったあとにターン運動に移行していることが確認できる。Fig. 4.55 は、左右そりの前後位置を重心位置から 500[mm], 600[mm] としたときの機体移動軌跡である。Fig. 4.55 より、 $t = 1.5[s]$ で機体に外乱が入ったあと、ターン方位角 β が変化するが、その後、直進運動に復帰している。Fig. 4.56 は、左右そりの左右位置を重心位置から 850[mm], 950[mm] としたときの機体移動軌跡である。Fig. 4.56 より、 $t = 1.5[s]$ で機体に外乱が入ったあとに機体のターン方位角 β が変化しているが、その後、直進運動に復帰している。また、Fig. 4.56 では、左右そりの左右位置を重心位置から遠ざけた機体ほど、 $t = 30[s]$ におけるターン方位角 β が大きくなっていることがわかる。

Fig. 4.57 は、機体 Z_b 軸回りの角速度 ω_Z であり、負の値が右ターン方向の角速度となっている。Fig. 4.57(a) は、前そりの前後位置調整をした機体の角速度 ω_Z の結果である。Fig. 4.57(a) より、前そりの前後位置を重心位置から 500[mm], 600[mm] とした機体は、 $t = 1.5[s]$ 以降で角速度が負方向に大きくなり、その後一定の角速度となっており、機体がターン運動となっていることがわかる。Fig. 4.57(b) の左右そりの前後位置調整をした機体、さらに Fig. 4.57(c) の左右そりの左右位置調整した機体では、 $t = 1.5[s]$ で外乱を入れたあと、角速度が負方向に大きくなるが、その後、角速度が 0[deg/s] で一定になる。つまり、外乱が入ったあとに、機体が直進運動に復帰している。

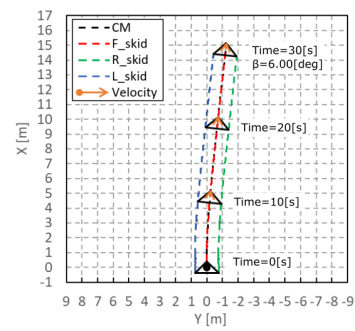
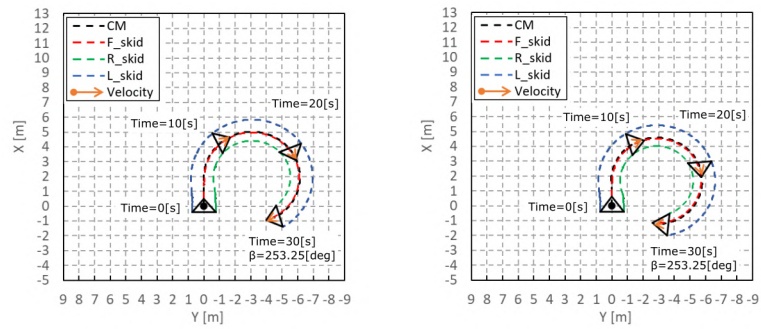


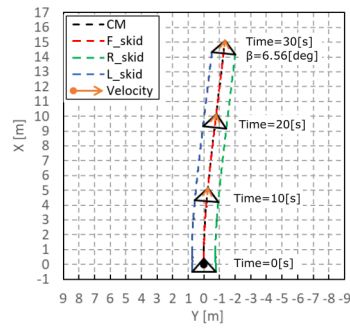
Fig. 4.53 通常そり位置機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡



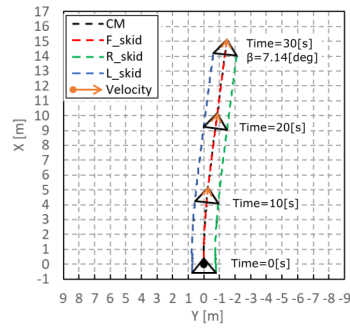
(a) 前そり前後位置 500mm

(b) 前そり前後位置 600mm

Fig. 4.54 前そりの前後位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡

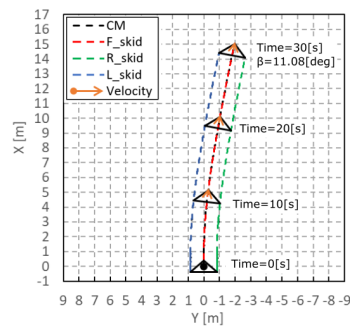


(a) 左右そり前後位置 500mm

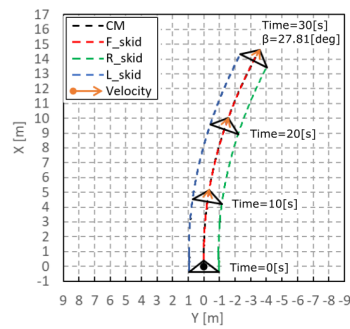


(b) 左右そり前後位置 600mm

Fig. 4.55 左右そりの前後位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡

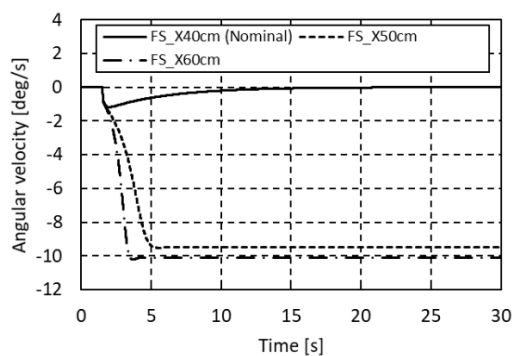


(a) 左右そり左右位置 850mm

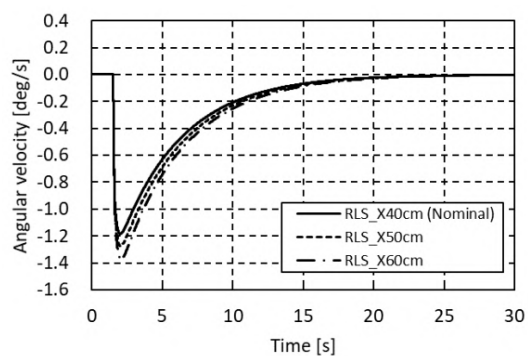


(b) 左右そり左右位置 950mm

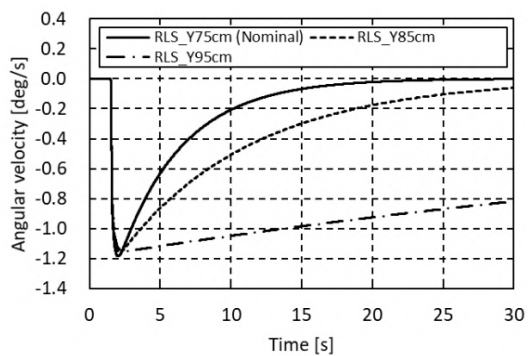
Fig. 4.56 左右そりの左右位置調整機体の外乱が入った時の直進運動における機体移動軌跡



(a) 前そりの前後位置調整



(b) 左右そりの前後位置調整



(c) 左右そりの左右位置調整

Fig. 4.57 そり配置をパラメータとしたときの外乱に対する直進性評価における機体 Z_b 軸回りの角速度 ω_z

そり位置をパラメータとしたときの外乱に対する直進安定性評価の考察

そり位置をパラメータとした外乱に対する直進性評価の結果では、前そりの前後位置を 500[mm]、600[mm] とした条件のみ外乱入力後にターン運動に移行した。この原因について考察するために、4.5.2 項のそり姿勢をパラメータとした外乱に対する直進性評価の考察のときと同様に、そりに作用する反力の合力 F の着力点と機体重心位置の関係 (Fig. 4.34) を調べる。

各そり位置条件によるそり反力の合力の着力点座標 r_x 、 r_y の時間履歴の結果を Fig. 4.58 から Fig. 4.61 に示す。そり姿勢をパラメータとした外乱に対する直進性評価の考察の時と同様に、外乱入力後にターン運動に移行する前そり前後位置 500[mm] と前そり前後位置 600[mm] は、そり合力の着力点座標値 r_y が負となっている。さらに、外乱入力後にそり合力の着力点座標値 r_x が正となる箇所がある。これは、外乱入力後に機体が前そり荷重になっていることを表している。前そり前後位置 500[mm] と 600[mm] の機体条件は、前そり前後位置 400[mm] の機体よりも重心位置からそりが遠いため、基本的には、前そり荷重が小さく、前そりの反力は小さい。しかし、前そり前後位置 500[mm] と 600[mm] の機体条件では、外乱入力後に前そり荷重が起こるために、前そりによるターンを増長する旋回モーメントが作用し、その後ターン運動に移行することになる。したがって、前そり前後位置 500[mm]、600[mm] の機体は不安定な機体となっており、外乱入力後から $r_x = 0$ 、 $r_y = 0$ になるまでの過渡状態において外乱入力後にターン運動に移行する機体特性となっている。一方で、Fig. 4.60 の左右そりの前後位置調整機体と Fig. 4.61 の左右そりの左右位置調整機体は、外乱入力後にそり合力の着力点座標 r_y が正となっているため、外乱入力後の過渡状態において機体が直進運動に復帰する機体特性となっている。

これらの結果より、そり位置をパラメータとした外乱に対する直進性では、そり位置が外乱に対する直進性に影響があることがわかり、特に前そりの前後位置が直進性に影響を与えることがわかった。

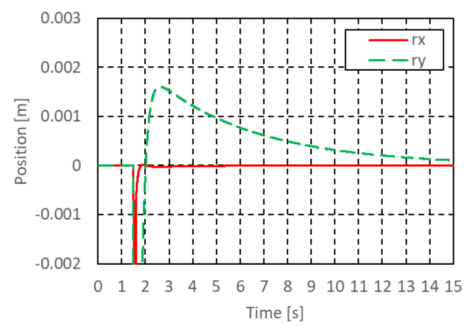
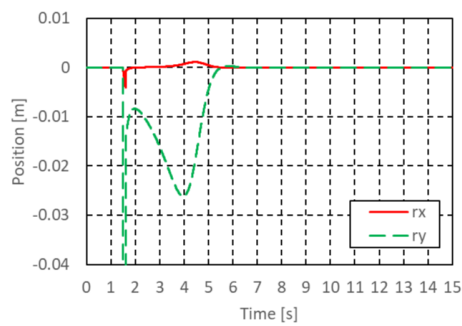
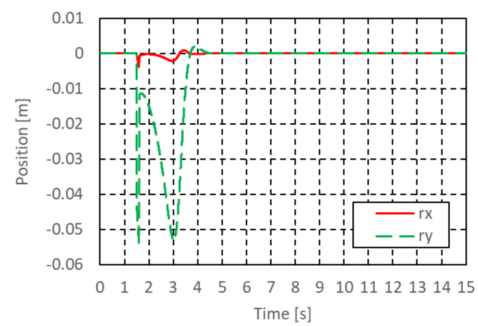


Fig. 4.58 通常のそり位置機体条件におけるそり合力の着点座標値

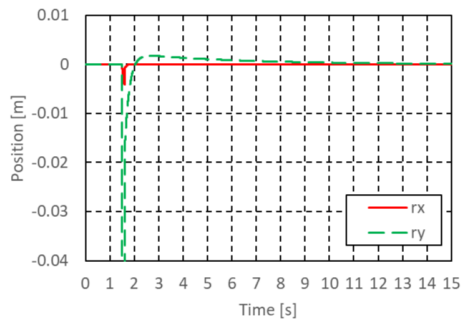


(a) 前そり前後位置 500mm

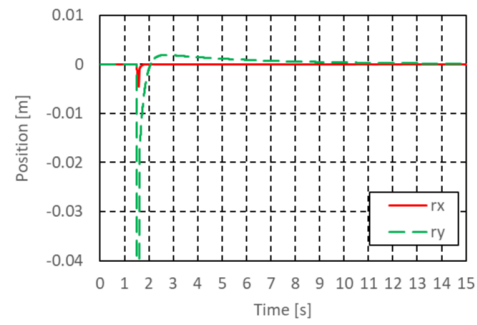


(b) 前そり前後位置 600mm

Fig. 4.59 前そりの前後位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着点座標値

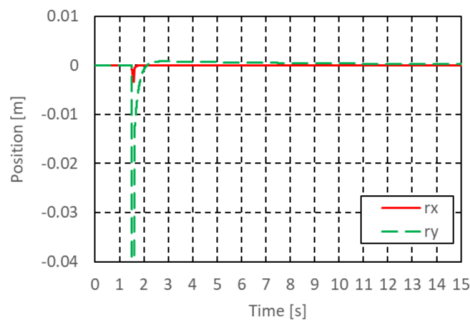


(a) 左右そり前後位置 500mm

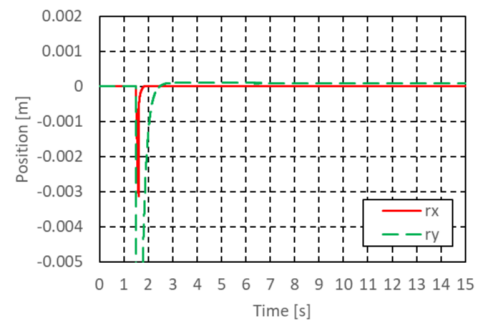


(b) 左右そり前後位置 600mm

Fig. 4.60 左右そりの前後位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着点座標値



(a) 左右そり左右位置 850mm



(b) 左右そり左右位置 950mm

Fig. 4.61 左右そりの左右位置を変化させた機体条件におけるそり合力の着点座標値

4.6.3 そり位置がそり滑走性に与える影響のまとめ

本節では、そり位置をパラメータとしたときのターン性と直進性を評価した。

そり位置をパラメータとしたときのターン性については、前そりの前後位置、左右そりの前後位置と左右位置を変化させた機体条件において、そり荷重ターンとスラスト推力ターンによるターン性を確認した。そり荷重ターンとスラスト推力ターンのどちらにおいても、前そりの前後位置調整機体と左右そりの前後位置調整機体では、そり位置が重心位置に近い機体がターン性が良くなる結果となった。これは、そり位置変化によって、各そりの荷重条件が変化するためである。一方で、左右そり左右位置調整機体においては、左右そりの左右位置でそりの荷重条件が変化しないため、ターン性は大きく変化しない。

そり位置をパラメータとしたときの直進性評価では、直進そり滑走における移動効率と外乱が入ったときの直進安定性を評価した。直進そり滑走における移動効率では、そり位置変化が移動効率に影響を与えることを確認した。特に、前そりの前後位置を重心位置から遠ざけると、左右そりのそり反力が大きくなり、それにより全体として機体 X_b 軸方向のそり反力 F_S が大きくなり、移動効率が悪くなる。次に、機体に外乱を入れたときの直進安定性については、そり位置が直進性に影響を与えることがわかった。特に、前そりの前後位置を重心位置から遠くすると、外乱入力後の機体が不安定な状態となり、前そり荷重が起るにより機体がターン運動に移行するようになる。そり合力の着力点と重心位置の関係についても、前そりの前後位置を重心位置から遠くした機体は、外乱入力後にターン運動を増長するような特性となることが確認された。したがって、前そりの位置が外乱が入ったときの直進安定性に影響を与えることになる。次に、左右そりの前後位置と左右位置を変化させた場合は、外乱が入ったあとのターン方位角 β に変化は生じるが、その後、直進運動に復帰する。そり合力の着力点と重心位置の関係についても、機体を直進運動に復帰する特性があることを確認した。

以上のことから、そり位置はターン性に影響を与えることが確認された。特に、本論文の機体においては、前そりの前後位置が外乱に対する直進安定性に影響することから、機体設計の際には、事前にそり合力の着力点と重心位置の関係を調べて、そり位置を決定することが重要となる。

4.7 左右そりの姿勢角差によるターン

本研究ではそり姿勢を左右対称で固定状態とした機体を提案し、その機体によるそり滑走のターン方法を提案している。一方で、雪上のスキー滑走のように左右のそり姿勢を独立に変化させて滑走する方法もある。そこで本節では、左右のそりに姿勢角差をつけた場合のターンを評価し、将来的に左右そりの姿勢を独立に制御したターンが可能かを調査する。

4.7.1 左右そりの角付け角の差がターンに与える影響

Fig. 4.62 に示すように、右そりの角付け角を変化させ、左右のそりの角付け角に差をつけた時のそり滑走を評価する。本シミュレーションにおけるそりの姿勢角条件を Table. 4.10 に示す。前そりと左そりの角付け角、回旋角、および右そりの回旋角は Table. 4.10 の値で固定状態とする。なお、本シミュレーションでは、サブスラスト推力は使用しない。

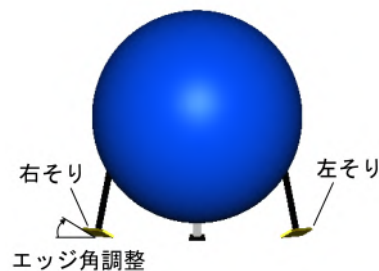


Fig. 4.62 右そりの角付け角調整

Table. 4.10 左右そりに角付け角差をつけたときのシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
右そり	角付け角	15, 45	[deg]
	回旋角	30	[deg]
左そり	角付け角	30	[deg]
	回旋角	30	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

左右そりに角付け角差をつけたときののそり滑走シミュレーションの結果：右そり角付け角 15[deg]

右そり角付け角 15[deg] のシミュレーション結果を Fig. 4.63, Fig. 4.64 に示す。

Fig. 4.63 は機体移動軌跡である。Fig. 4.63 より、機体が左ターンしていることが確認できる。

Fig. 4.64 は機体に作用する旋回モーメントであり、正の値が左ターン方向の旋回モーメントである。Fig. 4.64 より、 $t=0\sim 2.5$ [s] において、機体に作用する全旋回モーメント T_Z は左ターン方向の旋回モーメントとなっており、 $t=2.5$ [s] 以降で 0[Nm] となる。また、右そりには右ターン方向の旋回モーメントが働き、左そりに左ターン方向の旋回モーメントが働いている。前そりは、 $t=0\sim 0.6$ [s] において右ターン方向の旋回モーメントであり、 $t=0.6$ [s] 以降は左ターン方向の旋回モーメントとなっている。これらの結果より、ターン初期において左そりの左ターンの旋回モーメントが前そりと右そりの右ターンの旋回モーメントよりも大きいため、全体として機体に左ターンの旋回モーメントが働き、機体が左ターンしている。これは、右そりのエッジ角 15[deg] のそり反力よりも、左そりのエッジ角 30[deg] のそり反力が高いためである。これは 3.4 節のそり反力関数 α_X と α_Y からも確認でき、エッジ角が大きいほうがそり反力関数 α_X と α_Y が大きな値をとるため、そりの反力が大きくなる。

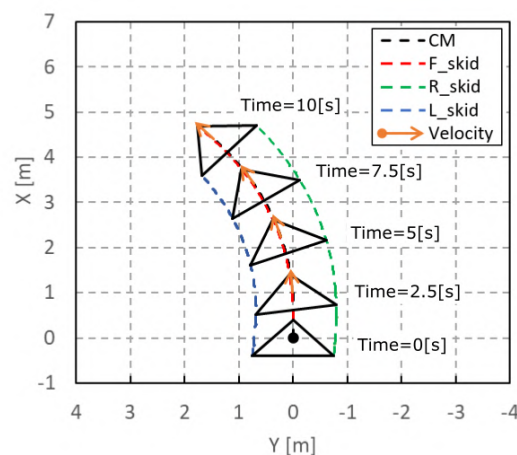


Fig. 4.63 右そり角付け角 15[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル

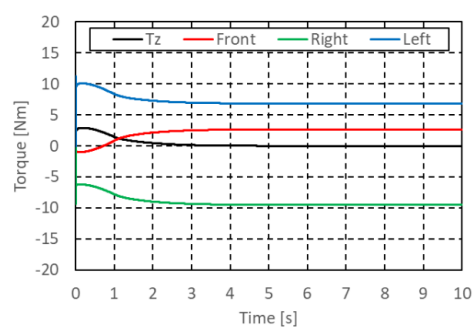


Fig. 4.64 右そり角付け角 15[deg] のそり滑走における旋回モーメント

左右そりに角付け角差をつけたときののそり滑走シミュレーションの結果：右そり角付け角 45[deg]

右そりの角付け角を 45[deg] に設定したそり滑走シミュレーションの結果を Fig. 4.65, Fig. 4.66 に示す。

Fig. 4.65 は機体移動軌跡の結果である。Fig. 4.65 より機体の右ターンが確認できる。

Fig. 4.66 は機体に作用する旋回モーメントであり、負の値が右ターン方向の旋回モーメントである。Fig. 4.66 より、機体に作用する全旋回モーメント T_Z は、 $t=0\sim1.2$ [s] において右ターン方向の旋回モーメントであり、 $t=1.2\sim2.5$ [s] において左ターン方向の旋回モーメントとなり、その後 0[Nm] で推移している。また、 $t=0\sim1.2$ [s] のターン初期において、右そりには右ターン方向の旋回モーメントが働き、左そりには左ターン方向の旋回モーメントが働く。前そりは、 $t=0\sim0.7$ [s] で左ターン方向の旋回モーメントであり、 $t=0.7$ [s] 以降は右ターン方向の旋回モーメントとなっている。全体として、右そりの右ターン方向の旋回モーメントが左そりや前そりの左ターンの旋回モーメントよりも大きいことで、機体に右ターン方向の旋回モーメントが働き、機体が右ターンしている。右そりの右ターンの旋回モーメントが左そりの左ターンの旋回モーメントよりも値が大きくなるのは、エッジ角を 45[deg] とした右そりに左そりよりも大きな反力が働くためである。

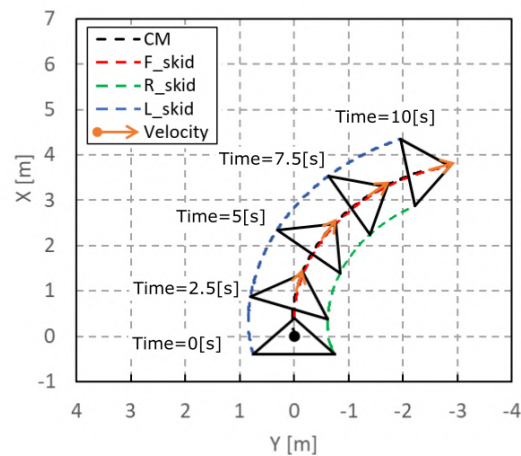


Fig. 4.65 右そり角付け角 45[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル

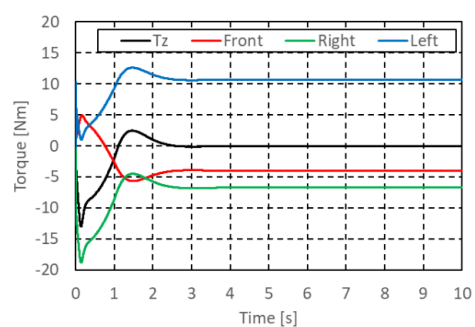


Fig. 4.66 右そり角付け角 $45[\text{deg}]$ のそり滑走における旋回モーメント

4.7.2 左右のそりの回旋角の差がターンに与える影響

本節では、左右のそりの回旋角に差をつけた場合のそり滑走のターン性を評価する。Fig. 4.67 のように右そりの回旋角を Table. 4.11 の範囲で調整する。前そりと左そりの角付け角と回旋角，右そりの角付け角は Table. 4.11 の値で固定状態とする。なお本節においても、サブスラストは利用せず，そり反力により機体がターンできるかを評価する。

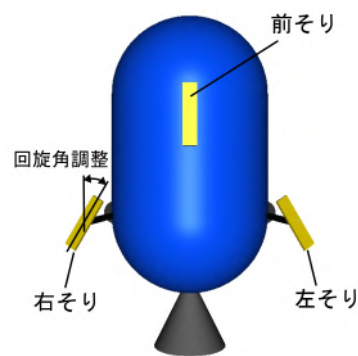


Fig. 4.67 右そりの回旋角調整

Table. 4.11 左右そりに回旋角差をつけたときのシミュレーション条件

項目		値	単位
前そり	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
右そり	角付け角	30	[deg]
	回旋角	15, 45	[deg]
左そり	角付け角	30	[deg]
	回旋角	30	[deg]
機体 X_b 軸方向速度		0.5	[m/s]
メインスラスト噴射時間		0~10	[s]
シミュレーション時間		10	[s]
シミュレーションの時間刻み		0.001	[s]
重力加速度		1.62	[m/s ²]

左右そりに回旋角差をつけたときのそり滑走シミュレーションの結果：右そり回旋角 15[deg]

Fig. 4.68, Fig. 4.69 に右そりの回旋角を 15[deg] とし左右そりに回旋角差をつけた場合のそり滑走シミュレーションの結果を示す。

Fig. 4.68 は、機体移動軌跡であり、機体の右ターン運動が確認できる。

Fig. 4.69 は、機体に働く旋回モーメントであり、負の値が右ターン方向の旋回モーメントである。Fig. 4.69 より、機体に働く全旋回モーメント T_z は、 $t=0\sim1.2$ [s] で右ターン方向の旋回モーメントとなっている。これは、右そりの右ターン方向の旋回モーメントが、前そりや左そりの左ターン方向の旋回モーメントよりも大きいためである。

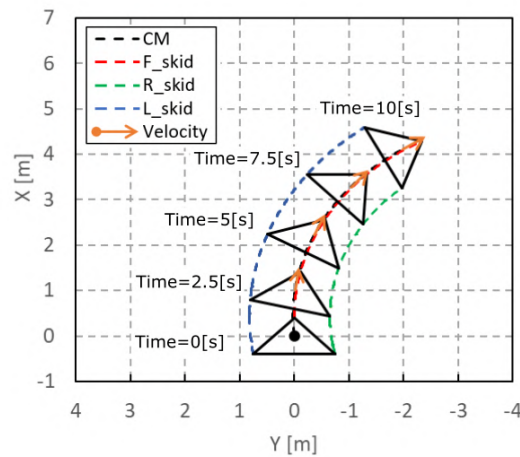


Fig. 4.68 右そり回旋角 15[deg] のそり滑走における機体移動軌跡と速度ベクトル

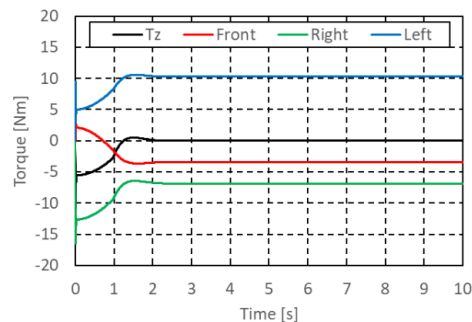


Fig. 4.69 右そり回旋角 15[deg] のそり滑走における旋回モーメント

左右のそりに回旋角差をつけた場合のそり滑走シミュレーションの結果：右そり回旋角 45[deg]

Fig. 4.70, Fig. 4.71 に右そり回旋角 45[deg] とし左右そりに回旋角差をつけた場合のそり滑走シミュレーションの結果を示す。

Fig. 4.70 は、機体移動軌跡である。Fig. 4.70 より、機体の左ターンが確認できる。

Fig. 4.71 は、機体に作用する旋回モーメントであり、正の値が左ターン方向の旋回モーメントである。Fig. 4.71 より、機体に作用する全旋回モーメント T_Z は、 $t=0\sim1.5[s]$ で左ターン方向の旋回モーメントとなっている。これは、左そりによる左ターン方向の旋回モーメントが、前そりと右そりによる右ターン方向の旋回モーメントよりも大きいため、全体として左ターン方向の旋回モーメントとなっている。

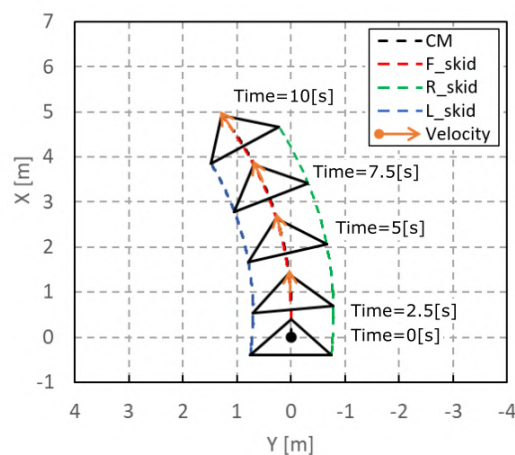


Fig. 4.70 右そり回旋角 45[deg] のそり滑走における機体移動軌跡

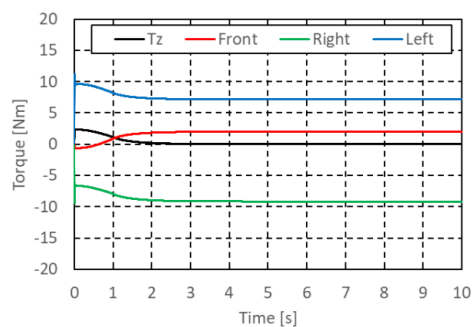


Fig. 4.71 右そり回旋角 45[deg] のそり滑走における旋回モーメント

4.7.3 左右そりの姿勢角差がそり滑走に与える影響のまとめ

本節では，左右そりに姿勢角差をつけた場合のそり滑走性を評価した．結果として，左右そりに姿勢角差をつけた場合，左右そりの反力が大きいほうに大きな旋回モーメントが作用し，反力の大きなそりの方向に機体がターンする．

本解析により，左右のそりに姿勢角差をつけることで機体がターン運動できることがわかった．したがって，左右そりを独立に制御することにより，機体を希望の方向へターン運動させることは可能である．

4.8 小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーションのまとめ

本章では、本研究で提案する機体とターン方法の有効性、さらにそり滑走性向上のためにそり姿勢とそり位置がそり滑走性に与える影響を明らかにすることを目的とし、以下の項目に対するそり滑走シミュレーションを実施した。

項目 1 提案したターン方法の評価

項目 2 そり姿勢がそり滑走性に与える影響の評価

項目 3 そり位置がそり滑走性に与える影響の評価

項目 4 左右そりの姿勢角差によるターンの評価

上記項目のそり滑走シミュレーションで明らかとなったことを以下にまとめる。

- ・ 本研究で提案するそり荷重ターンとスラスト推力ターンのどちらも希望の方向へのターンが可能である。
- ・ そりの姿勢はそり滑走性に影響を与える。そり姿勢とターン性の関係としては、そり反力が大きくなるそりの姿勢角がターン性が良くなる。一方、直進性については、そり反力が小さいほうが移動効率が良い。したがって、ターン性と移動効率には相反する関係があり、機体設計のときにそり姿勢を設定する際にはターン性と移動効率のトレードオフが必要である。さらに直進そり滑走中に機体に外乱が入ったあとの直進安定性については、そり反力が大きなそり姿勢は外乱入力後に前そり荷重となり、前そりのターンを増長する旋回モーメントが高まることで直進運動に復帰しなくなる場合がある。そのため、機体設計の際には、外乱に対する直進安定性を確保するためにそり合力の着力点と重心位置の関係を把握しておくこと、また前そりの反力が高くなりすぎないように、そり姿勢、前そり形状、前そりの材質などを選択することが重要となる。
- ・ 機体のそり位置はそり滑走性に影響を与える。特に、そり位置変化が直進性に影響する。各そり位置変化の中でも、前そりの前後位置が機体重心位置から遠くなると、直進そり滑走中に外乱が入ったあと、機体が不安定となり、前そり荷重となることで機体がターン運動に移行しやすくなる。したがって、機体設計の際には、外乱に対する直進安定性を確保するために、そり合力の着力点と重心位置の関係を確認してそり位置を決定する必要がある。
- ・ 左右のそりに姿勢角差をつけることでサブスラスト推力を利用せずにターンできる。したがって、左右そりの姿勢を独立に制御することで希望の方向に機体をター

ンさせることは可能である。

以上のことから，本研究で提案する機体とターン方法の有効性が示され，さらにそり姿勢，そり位置がそり滑走性に与える影響が明らかとなり，またそり姿勢とそり位置を決定する際の指針を示すことができた。

第 5 章

そり滑走シミュレーションの妥当性 評価

5.1 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験

4 章のそり滑走シミュレーションの妥当性評価のために，小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験をおこなった．この実験では，2 章で提案したそり荷重ターンを実証し，実験結果とシミュレーション結果を比較し評価する．

5.1.1 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験方法

小型そり滑走実験機を砂上でそり滑走をさせ，そのときの機体のそり滑走運動とそりに作用する反力を計測する (Fig. 5.1)．実験場所は 3.5 節のそり滑走実験で利用した宇宙探査実験棟の宇宙探査フィールドの砂斜面である．機体のそり滑走運動の計測は宇宙探査実験棟のモーションキャプチャシステム (Optitrack) を利用し，そりに作用する反力は小型そり滑走実験機の左そり部に取り付けたロードセルにより計測する．小型そり滑走実験機の自走はダクテッドファンによる推力と宇宙探査フィールドの砂斜面を利用することで実現する．ダクテッドファンはラジコン飛行機に利用される推進用電動ファンであり，プロポ操作により推力制御が可能である．このダクテッドファン推力と宇宙探査フィールドの砂斜面を利用することで小型そり滑走実験機の自走によるそり滑走が可能となる．

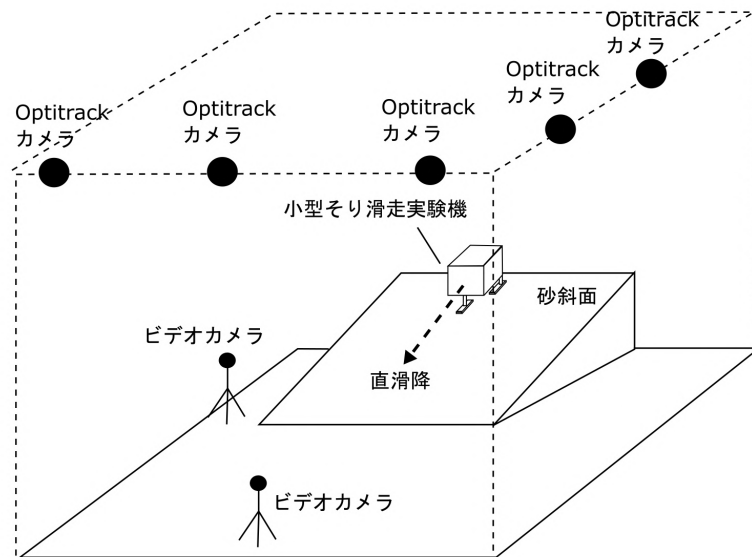


Fig. 5.1 小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の概要図

そり荷重ターンの方法

2章で提案したそり荷重ターンはサブスラスト推力により左右のそりへ荷重し、機体をターンさせるものである。本実験では、サブスラスト推力の代わりに、そり上部に錘を載せることで、片側のそりへ荷重しターンを実現する (Fig.5.2)。そりの上部に錘を載せて片側のそりの反力を大きくすることで、左右のそりに反力差をつけて機体をターンさせる。

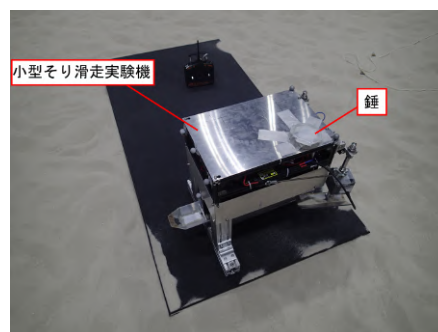
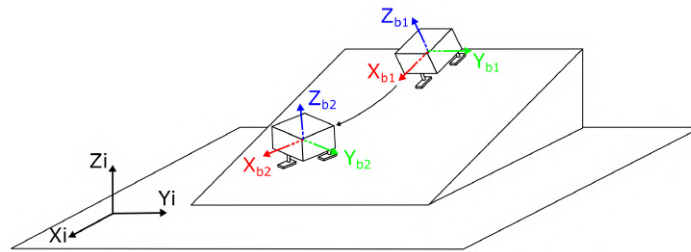


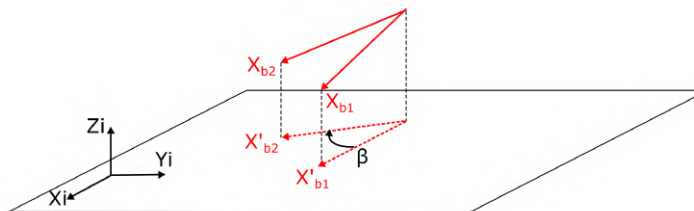
Fig. 5.2 そり荷重ターンのための左そり上部への錘搭載

そり滑走のターン評価方法

本実験のそり滑走のターン評価方法は，機体の慣性座標系における位置変化と Fig. 5.3 に示すそり滑走開始時点と終了時点のターン方位角 β により評価する．Fig. 5.3 のターン方位角 β は，小型そり滑走実験機に固定した機体固定座標系の X_b 軸ベクトルを利用して求める．そり滑走開始時点の X_{b1} 軸ベクトルを地平面へ射影してできる X'_{b1} ベクトルとそり滑走終了時点の X_{b2} 軸ベクトルを地平面へ射影してできる X'_{b2} ベクトルの間の角度をターン方位角 β とする．ターン方位角 β は右ターン方向を正とする．



(a) 小型そり滑走実験機のそり滑走開始時とそり滑走終了時の機体固定座標系



(b) ターン方位角 β

Fig. 5.3 ターン評価のためのターン方位角 β

5.1.2 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験機器

本実験で利用した実験機器について説明する．

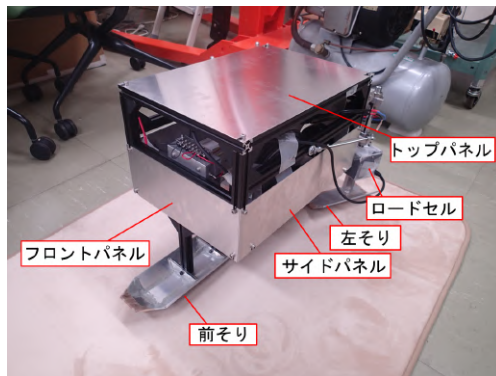
小型そり滑走実験機

小型そり滑走実験機は3.5節の反力モデル妥当性評価実験で使用した小型そり滑走実験機にダクトファンによる推進系を搭載したものを利用した．Fig. 5.4にダクトファン推進系を追加した小型そり滑走実験機を示す．ダクトファンは機体後部に2つ搭載した．左右のそりは，そり滑走中に逆エッジをおこさないよう Fig.5.4(d) のような形状とし，さらに，滑りやすさを高めるために各そりの底面にテフロンテープを貼り付けた．

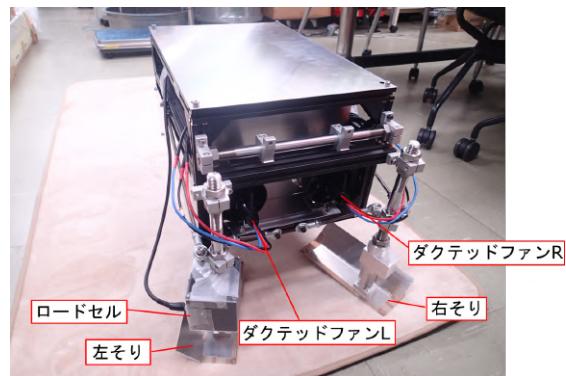
Table. 5.1 に小型そり滑走実験機に搭載する機器の仕様，および計測系の仕様を示す．

Table. 5.1 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験機器の仕様

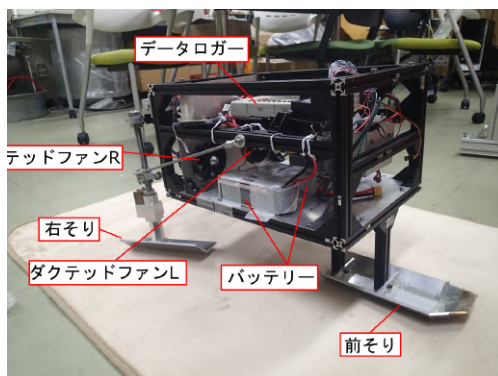
機器名称	値	単位
そり反力計測用ロードセル計測範囲 (レプトリノ製 CFS034SA101)	0 ～ 100	[N]
ダクトファン推力	15 ～ 17	[N]
LiPo バッテリー (ダクトファン用)	22.2	[V]
LiPo バッテリー (ロードセル用)	14.8	[V]
データロガー (KEYENCE 製 NR2000)		
モーションキャプチャシステム (Optitrack 製)		



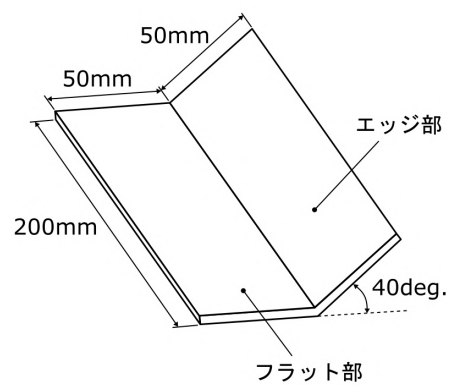
(a) 正面からの写真



(b) 後部からの写真

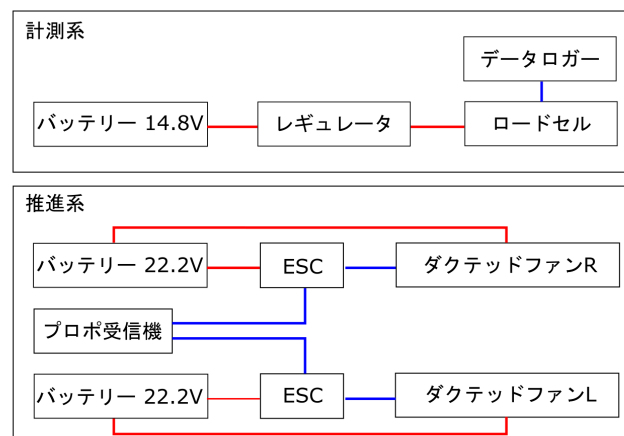


(c) 機体内部



(d) 左右のそり形状

電源ライン — 信号ライン —

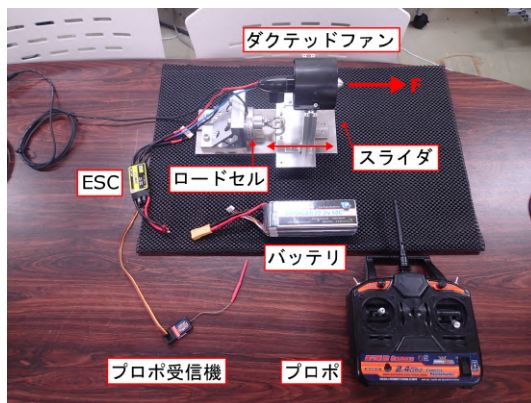


(e) 計測系と推進系の構成

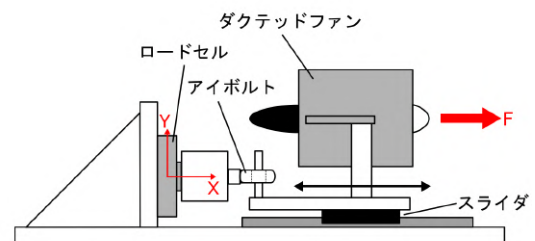
Fig. 5.4 ダクトファンを搭載した小型そり滑走実験機

ダクトファン推力測定

そり滑走実験前に Fig. 5.5 に示す計測装置によりダクトファン単体で推力計測をした。Fig. 5.6 はダクトファンの推力計測結果である。Fig. 5.6 に示すように、ダクトファン推力はおよそ 15[N] であった。

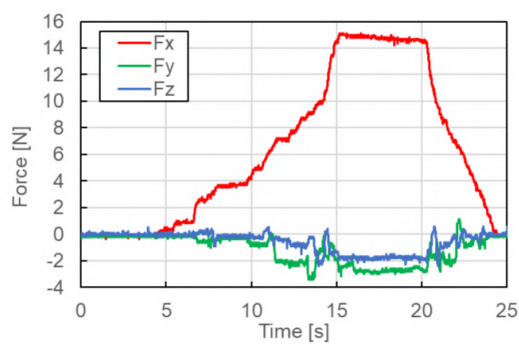


(a) ダクトファン推力計測システム

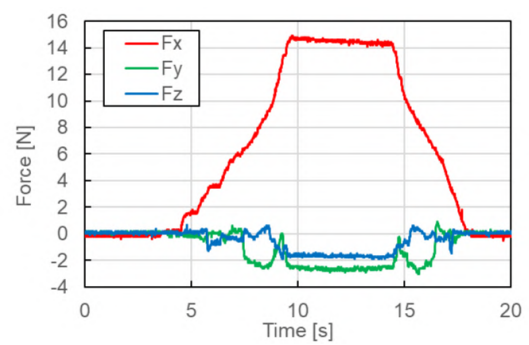


(b) 推力計測システム概要図

Fig. 5.5 ダクトファン推力計測システム



(a) ダクトファン R



(b) ダクトファン L

Fig. 5.6 ダクトファン推力計測

5.1.3 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験条件

本実験では，そり荷重によるターンの実証確認をするために以下の3つのそり滑走をおこなった．本実験の条件を Table. 5.2 に示す．

- 直滑降
- 錘を利用した右そり荷重による右ターン
- 錘を利用した左そり荷重による左ターン

Table. 5.2 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験条件

項目		値	単位
前そりの姿勢	角付け角	0	[deg]
	回旋角	0	[deg]
左右のそりフラット部の姿勢	角付け角	6	[deg]
	回旋角	15	[deg]
左右のそりエッジ部の姿勢	角付け角	46	[deg]
	回旋角	15	[deg]
錘		0 , 2	[kg]
モーションキャプチャシステム (オプティトラック)		サンプリングレート 100	[fps]
データロガー	サンプリングレート	20	[ms]
ダクテッドファン R	推力	15	[N]
ダクテッドファン L	推力	15	[N]

5.1.4 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験結果

実験結果を示すために, Fig. 5.7 のように座標系を定義する.

Fig. 5.8 から Fig. 5.10 に各実験ケースのそり滑走の様子を示す. また, Fig. 5.11 に直滑降, Fig. 5.12 に右ターン, Fig. 5.13 に左ターンの実験における機体位置変化, ターン方位角変化 β , 左そりに作用する反力を示す. 機体位置変化は, 慣性座標系 $X_i - Y_i - Z_i$ における機体重心位置変化を X, Y, Z で表している. ターン方位角変化 β は, 右ターン方向を正としている (Fig. 5.3). 左そりに作用する反力は, Fig. 5.7(b) の左そり固定座標系 $X_s - Y_s - Z_s$ に従う.

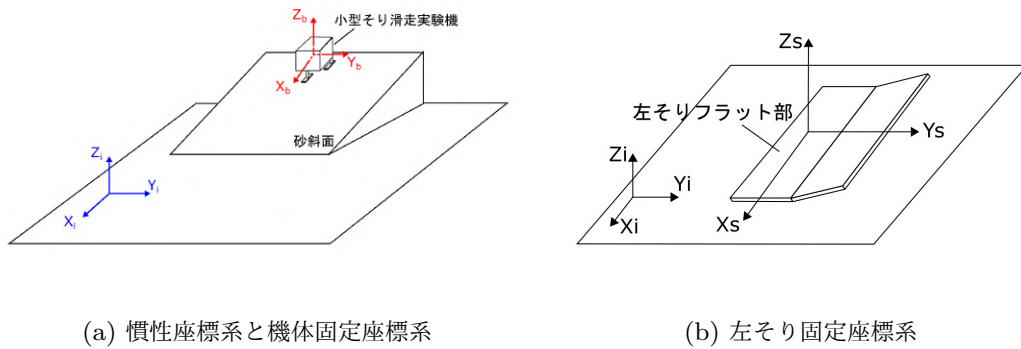


Fig. 5.7 小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の座標系定義

小型そり滑走実験機のそり滑走の様子

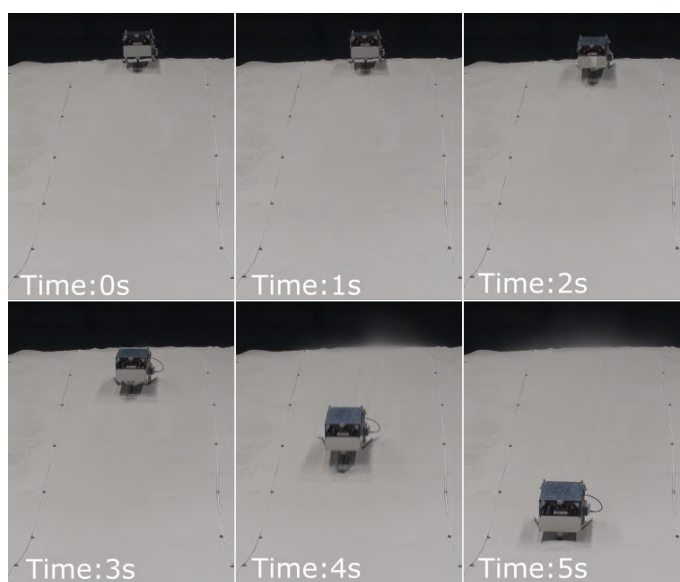


Fig. 5.8 小型そり滑走実験機の直滑降運動

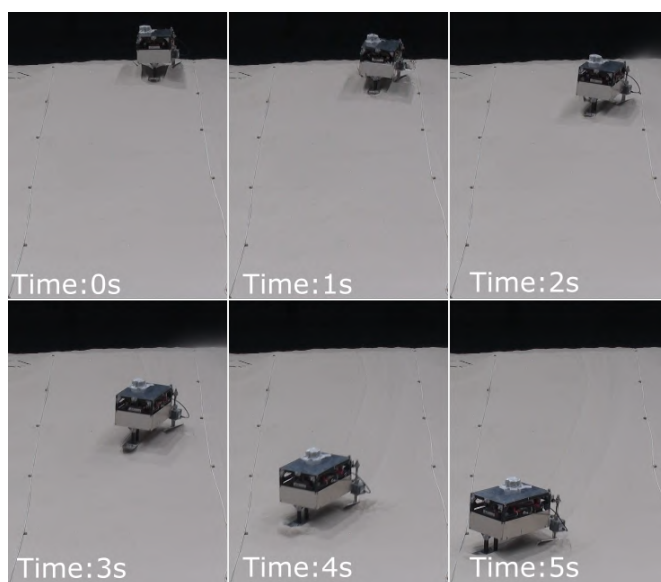


Fig. 5.9 小型そり滑走実験機の右そり荷重による右ターン運動

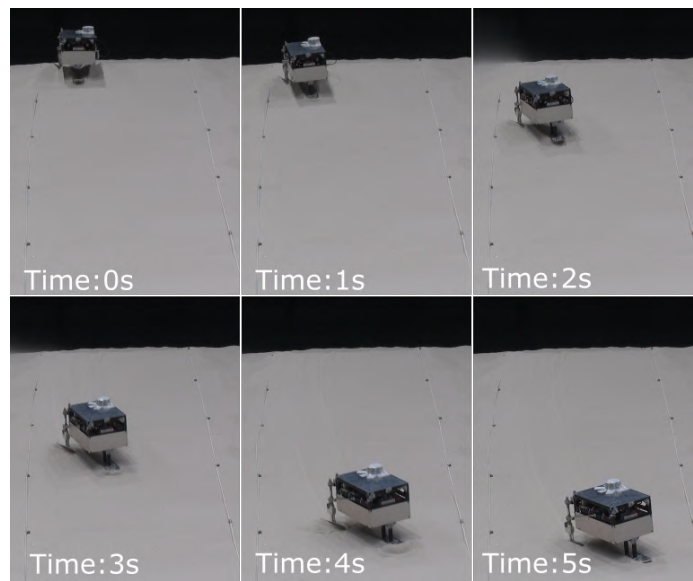
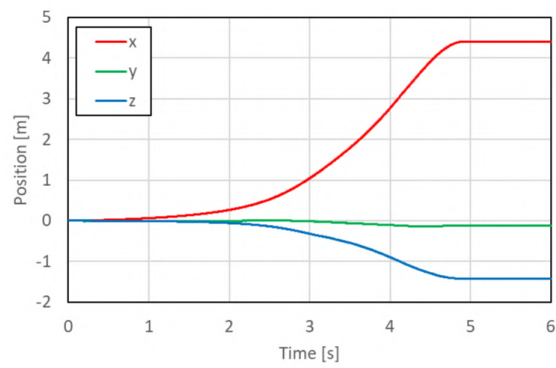
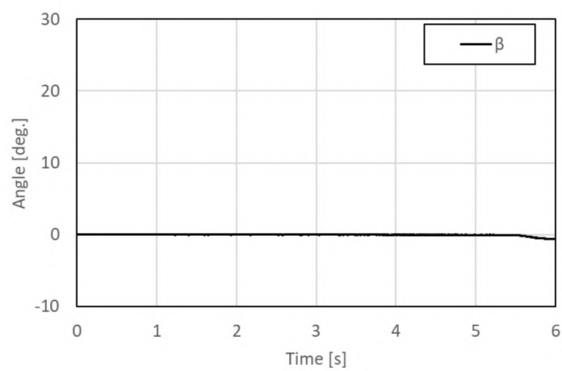
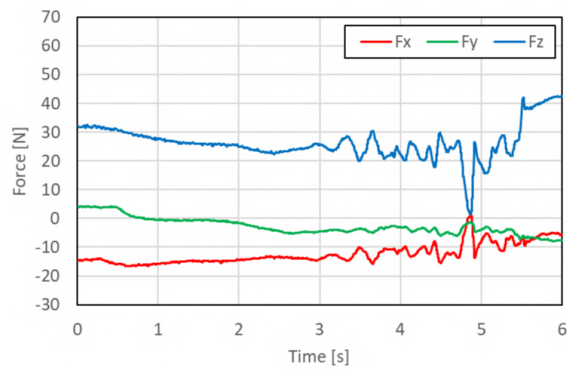


Fig. 5.10 小型そり滑走実験機の左そり荷重による左ターン運動

小型そり滑走実験機の直滑降運動の実験結果



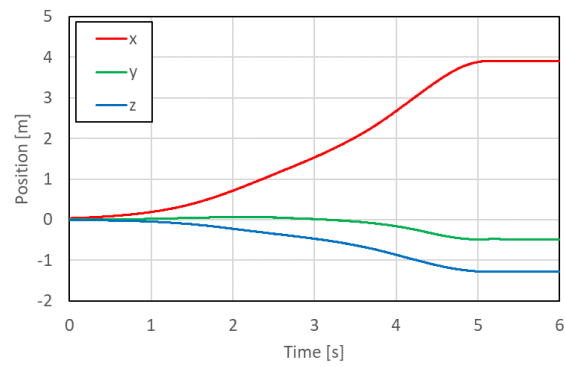
(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

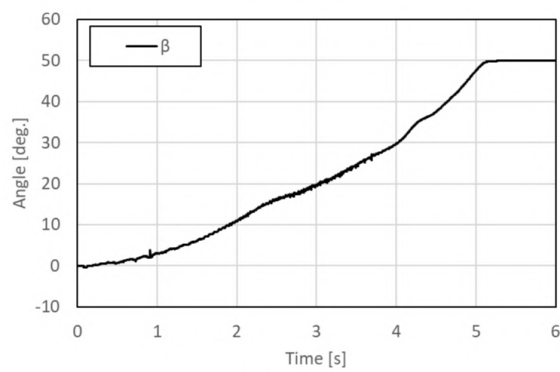
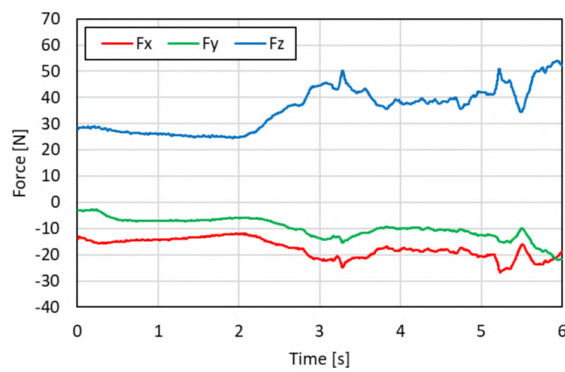
(c) 左そりの反力

Fig. 5.11 小型そり滑走実験機の直滑降運動の実験結果

小型そり滑走実験機の右ターン運動の実験結果



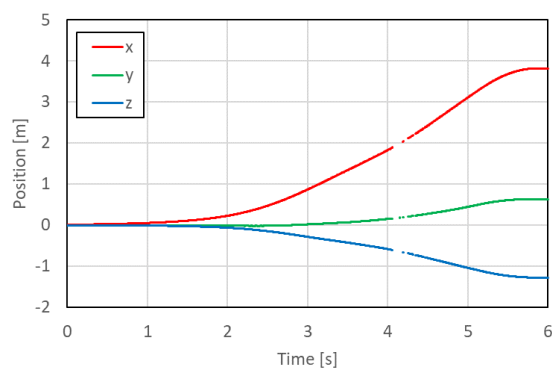
(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

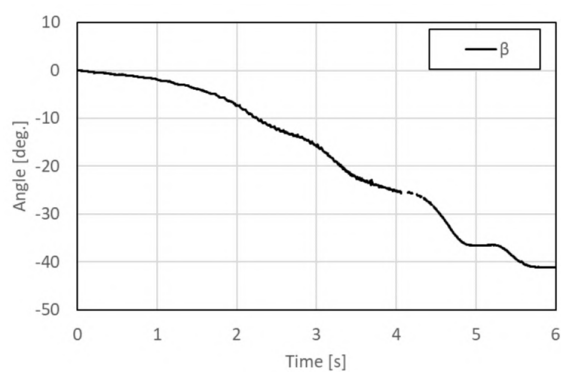
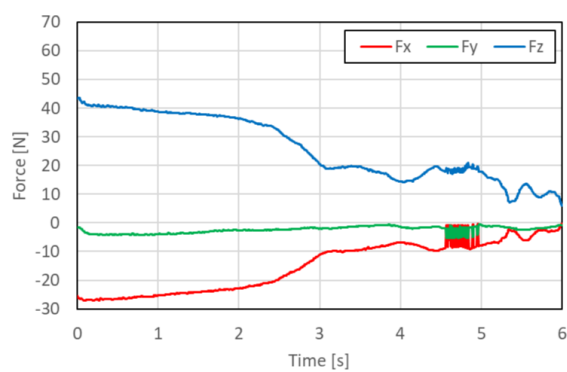
(c) 左そりの反力

Fig. 5.12 小型そり滑走実験機の右ターン運動の実験結果

小型そり滑走実験機の左ターン運動の実験結果



(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

(c) 左そりの反力

Fig. 5.13 小型そり滑走実験機の左ターン運動の実験結果

5.1.5 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の考察とまとめ

本節では、小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験により、2章で提案したそり荷重ターンの実証確認をおこなった。以下、それぞれの実験結果について考察する。

Fig. 5.8 の機体の直滑降では、機体が直進して滑降していることが確認できる。さらに、Fig. 5.9, Fig. 5.10 の右ターンと左ターンでは、そり上部に錘 2kg を載せ、錘を載せた側のそりの反力を高め、機体をターンさせることを試みた。Fig. 5.9, Fig. 5.10 より錘を載せた側へ機体がターンしていることが確認できる。

次に、モーションキャプチャシステム、およびロードセルにより計測した結果をみる。Fig. 5.11 の直滑降の実験結果では、機体が $t=0[s]$ からそり滑走を始め、 $t=4.8[s]$ でそり滑走を終了している。Fig. 5.11(a) の直滑降のケースにおける機体位置変化では、機体が進行方向である慣性座標系 X_i 方向へ 4.5[m] ほど進んでいることが確認できる。さらに斜面を滑降したことで、慣性座標系 Z_i 方向の高さ Z が 1.3[m] ほど低下している。また、横方向の移動量 Y はおおよそ 0[m] で推移している。Fig. 5.11(b) のターン方位角変化 β もおおよそ 0[deg] であり、機体が直進していることが確認できる。Fig. 5.11(c) の左そりの反力をみると、そり滑走中はおおよそ一定の反力が作用していることがわかる。

次に、Fig. 5.12 の右ターンのケースをみる。Fig. 5.12 は $t=0[s]$ で機体がそり滑走し、 $t=5[s]$ 付近でそり滑走を終了している。Fig. 5.12(a) の右ターンの機体位置変化 β では、直滑降のケースとは異なり、横方向の移動量 Y が 0.5[deg] ほど負側へ変化しており、機体右方向へ移動していることが確認できる。さらに、Fig. 5.12(b) のターン方位角変化 β においても、そり滑走開始から終了までで 50[deg] ほど機体がターンしている。Fig. 5.12(c) の F_Z をみると、そり滑走開始時は $F_Z=30[N]$ 程度であるが、そり滑走に伴って、 F_Z が 40~50[N] 程度まで大きくなっていることが確認できる。これは右ターンにより、左そり側が斜面の谷側となるため機体が谷側の左そりへ荷重し、左そりの反力 F_Z が大きくなる。

次に、Fig. 5.13 の左ターンのケースをみる。Fig. 5.13 では $t=0[s]$ でそり滑走を開始し、 $t=5.5[s]$ 付近でそり滑走を終了している。まず、Fig. 5.13(a) の横方向移動量 Y がそり滑走により 0.5[m] ほど正側へ変化しており、これは機体が左方向へ移動していることを表している。次に、Fig. 5.13(b) のターン方位角変化 β をみると、そり滑走開始から終了までで -40[deg] ほど変化しており、機体が左ターンしていることが確認できる。Fig. 5.13(c) の左そりの反力は、 $t=0[s]$ のそり滑走開始時に $F_Z=40[N]$ 程度となっており、直滑降や右ターンのケースと比較して、高い値となっている。これは、左そり上部に錘を載せたためである。さらに、 $t=2.5\sim 3[s]$ 付近で F_Z が大きく低下している。これは機体の左ターンに伴い、左そりが斜面の山側へ位置するために、そりの荷重が抜け、左そりの

反力が低下するためである。次に，左そり反力 F_X と F_Y をみると， $t=0\sim 2[\text{s}]$ のそり滑走初期において $F_X=-25[\text{N}]$ 前後， $F_Y=-5[\text{N}]$ 前後である。これを他の実験ケースと比較すると， F_Y は各実験ケースともに $-5[\text{N}]$ 前後であり，各実験ケースで差はない。しかし， F_X については，直滑降および右ターンのケースでは $F_X=-15[\text{N}]$ 前後であり，明らかに左ターンのケースの方が F_X が負側に大きい。つまり，錘による左そりへの荷重により，左そりに作用する反力 F_X が負側に大きくなることで機体の左ターンが行われていることがわかる。

本実験により，提案したそり荷重ターンが実機においても実現可能であり，さらにそりに作用する反力の計測結果から，そりに作用する反力を高めて機体がターンできることが実証された。

5.2 小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーション

5.1 節の自走そり滑走実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションおこない，シミュレーションと実験の機体運動を比較することでシミュレーションの妥当性評価をおこなう．したがって，そり滑走実験と同様に以下のそり滑走のシミュレーションをする．

- 直滑降
- 錘を利用した右そり荷重による右ターン
- 錘を利用した左そり荷重による左ターン

5.2.1 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験における砂斜面の斜度

小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の各実験ケースにおける砂斜面の斜度を Table.5.3 に示す．Table. 5.3 の斜度は，モーションキャプチャのマーカーを砂斜面に 1[m] 間隔でおき，それぞれのマーカー間で斜度を求め，それを平均化したものである．

Table. 5.3 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験における砂斜面の斜度

実験ケース	値	単位
直滑降	17.12	[deg]
右ターン	16.71	[deg]
左ターン	16.85	[deg]

5.2.2 各実験ケースにおける機体条件

小型そり滑走実験機の各部寸法を Fig. 5.14 に示す．図中の記号は Table. 5.4, Table. 5.5, Table.5.6 の表と対応している．直滑降のそり滑走シミュレーションの機体条件を Table. 5.4, 錘を利用した右そり荷重による右ターンのそり滑走シミュレーションの機体条件を Table. 5.5 に, 錘を利用した左そり荷重による左ターンのそり滑走シミュレーションの機体条件を Table. 5.6 に示す．

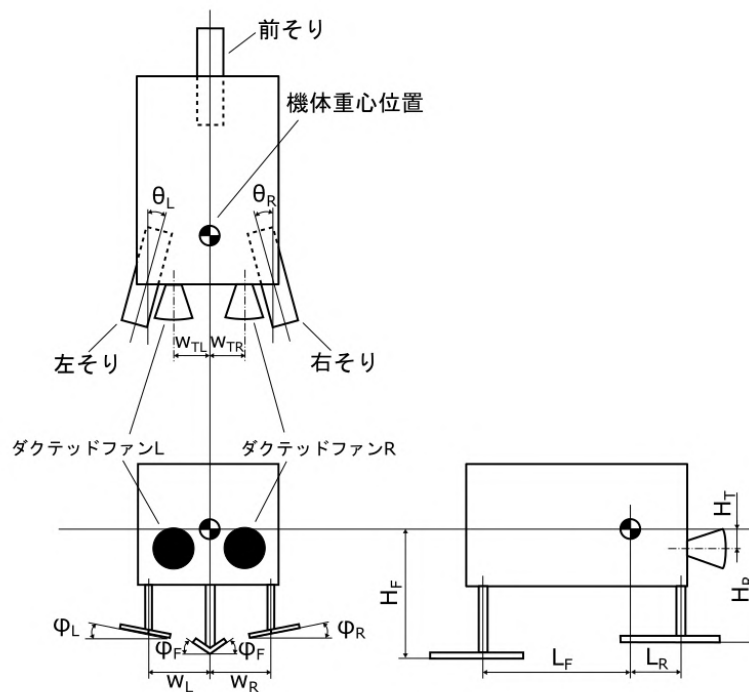


Fig. 5.14 そり滑走実験機の各部寸法

Table. 5.4 直滑降のケースにおける機体条件

項目		値	単位
そり滑走実験機 (錘なし)	質量	m	13.75 [kg]
	慣性モーメント	J_x	0.360 [kgm ²]
		J_y	0.644 [kgm ²]
		J_z	0.597 [kgm ²]
		L_F	0.279 [m]
	機体各部寸法	L_R	0.170 [m]
		W_R	0.139 [m]
		W_L	0.139 [m]
		W_{TR}	0.077 [m]
		W_{TL}	0.077 [m]
		H_F	0.235 [m]
		H_R	0.190 [m]
		H_T	0 [m]
前そりの姿勢	角付け角	ϕ_F	0 [deg]
	回旋角	θ_F	0 [deg]
左右のそり姿勢	角付け角	ϕ_R, ϕ_L	6 [deg]
	回旋角	θ_R, θ_L	15 [deg]

Table. 5.5 錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおける機体条件

項目		値	単位
そり滑走実験機 (錘 2kg 右側)	質量	m	15.75 [kg]
	慣性モーメント	J_x	0.440 [kgm ²]
		J_y	0.747 [kgm ²]
		J_z	0.728 [kgm ²]
	機体各部寸法	L_F	0.270 [m]
		L_R	0.179 [m]
		W_R	0.129 [m]
		W_L	0.149 [m]
		W_{TR}	0.067 [m]
		W_{TL}	0.087 [m]
		H_F	0.206 [m]
		H_R	0.161 [m]
		H_T	0.024 [m]
前そりの姿勢	角付け角	ϕ_F	0 [deg]
	回旋角	θ_F	0 [deg]
左右のそり姿勢	角付け角	ϕ_R, ϕ_L	6 [deg]
	回旋角	θ_R, θ_L	15 [deg]

Table. 5.6 錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおける機体条件

項目		値	単位
そり滑走実験機 (錘 2kg 左側)	質量	m	15.75 [kg]
	慣性モーメント	J_x	0.446 [kgm ²]
		J_y	0.725 [kgm ²]
		J_z	0.691 [kgm ²]
		L_F	0.270 [m]
	機体各部寸法	L_R	0.179 [m]
		W_R	0.154 [m]
		W_L	0.124 [m]
		W_{TR}	0.092 [m]
		W_{TL}	0.062 [m]
		H_F	0.207 [m]
		H_R	0.162 [m]
		H_T	0.023 [m]
前そりの姿勢	角付け角	ϕ_F	0 [deg]
	回旋角	θ_F	0 [deg]
左右のそり姿勢	角付け角	ϕ_R, ϕ_L	6 [deg]
	回旋角	θ_R, θ_L	15 [deg]

5.2.3 そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーション上の機体モデル

シミュレーション上の機体を Fig. 5.15 に示す．機体の質量特性は，Table. 5.4, Table. 5.5, Table. 5.6 の各実験ケースに従う．

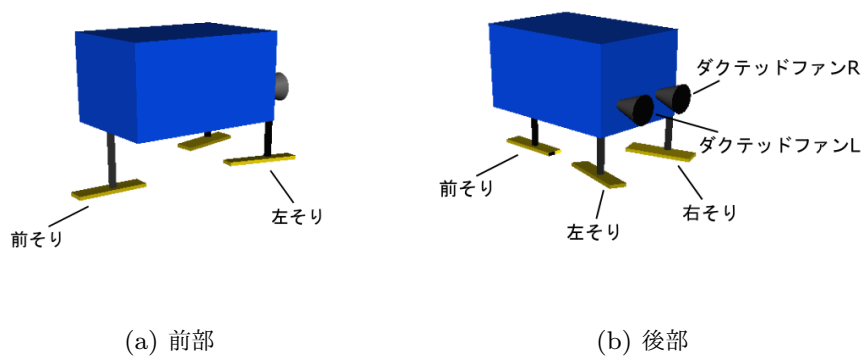


Fig. 5.15 シミュレーション上の小型そり滑走実験機モデル

5.2.4 小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーションの結果

小型そり滑走実験機の自走そり実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこなった．結果を Fig. 5.16 から Fig. 5.21 に示す．

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による直滑降のシミュレーション結果

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による直滑降のシミュレーション結果を Fig. 5.16, Fig. 5.17 に示す．Fig. 5.16 はシミュレーション上の直滑降運動である．Fig. 5.17 はシミュレーション結果と実験結果の比較であり，Fig. 5.17(a) が機体位置変化，Fig. 5.17(b) がターン方位角変化 β ，Fig. 5.17(c) が左そりの反力である．

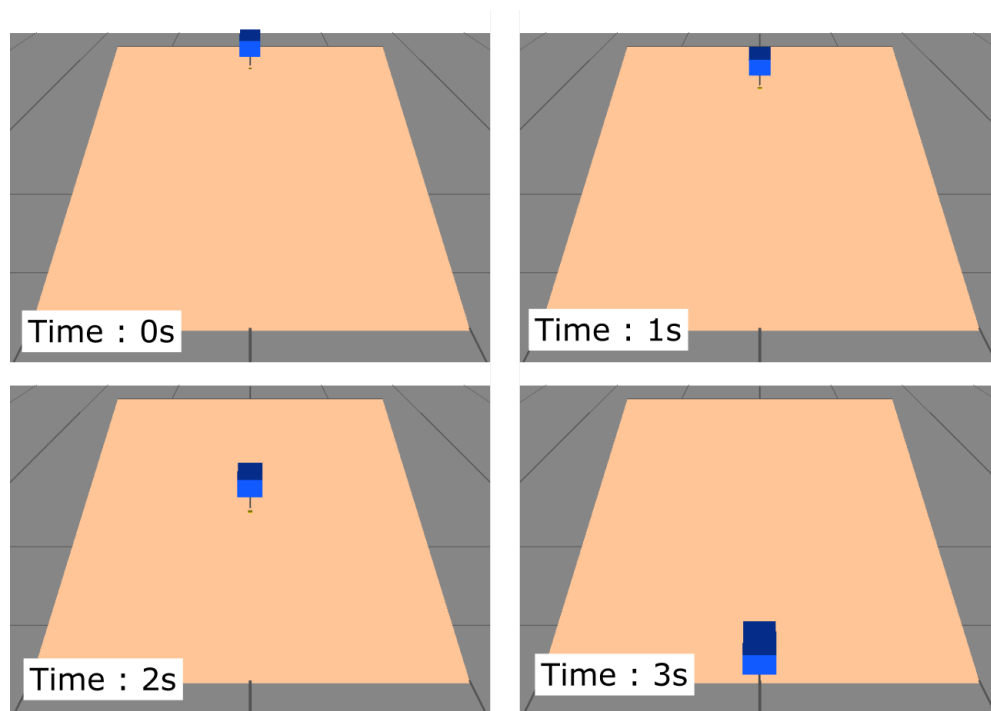
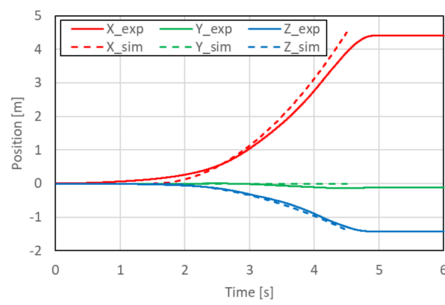
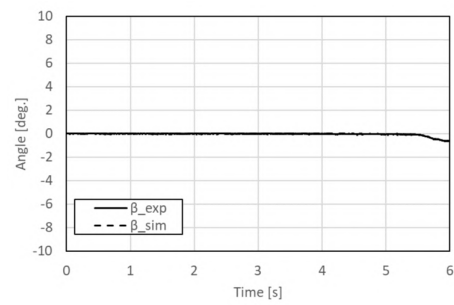
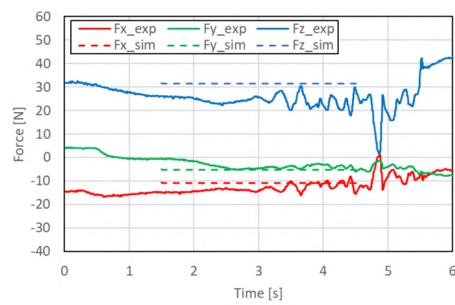


Fig. 5.16 直滑降のケースにおける機体運動の様子



(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

(c) 左そりの反力

Fig. 5.17 直滑降のケースにおけるそり滑走実験とそり滑走シミュレーションの比較

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による右ターンのシミュレーション結果

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による右ターンのシミュレーション結果を Fig. 5.18, Fig. 5.19 に示す. Fig. 5.18 はシミュレーション上の右ターン運動である. Fig. 5.19 はシミュレーション結果と実験結果の比較であり, Fig. 5.19(a) が機体位置変化, Fig. 5.19(b) がターン方位角変化 β , Fig. 5.19(c) が左そりの反力である. 本シミュレーションでは, $t=2[s]$ で右そりが逆エッジとなったため, そこでシミュレーションを打ち切った.

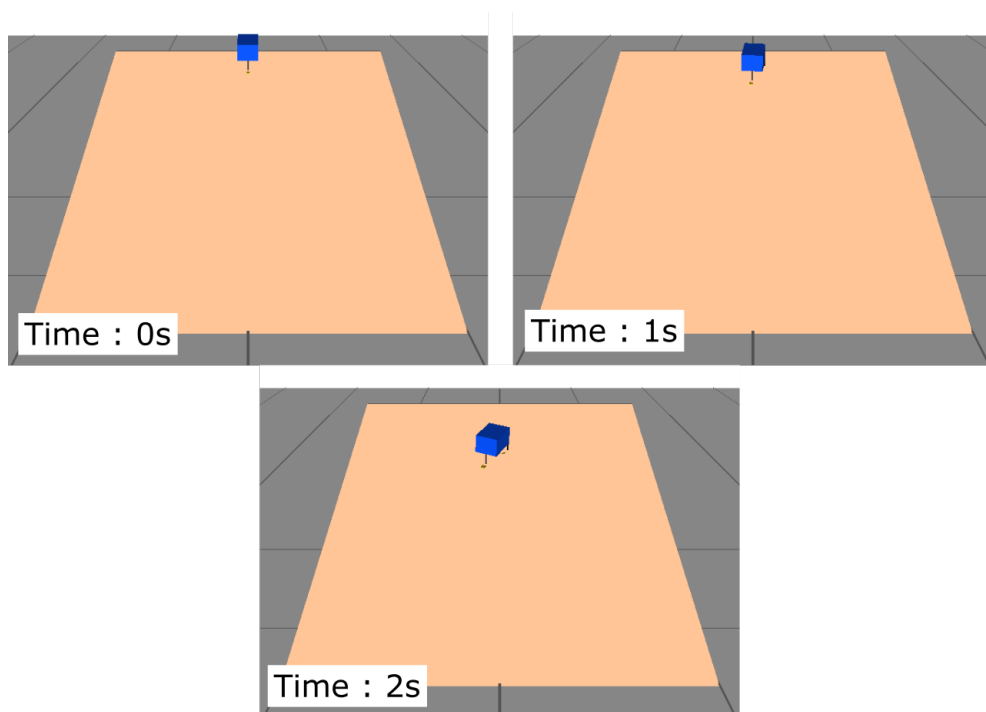
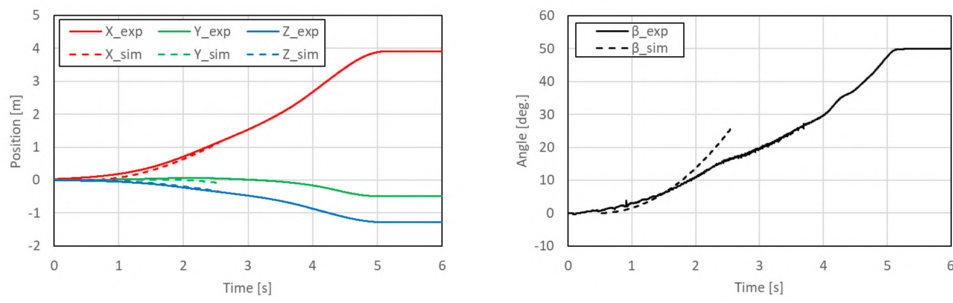
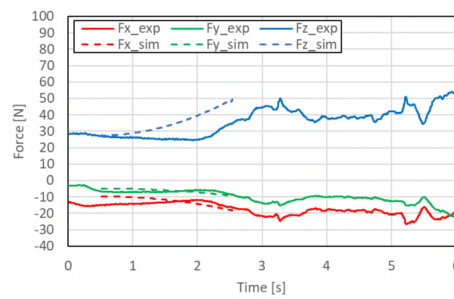


Fig. 5.18 錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおける機体運動の様子



(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

(c) 左そりの反力

Fig. 5.19 錘を利用した右そり荷重による右ターンのケースにおけるそり滑走実験とそり滑走シミュレーションの比較

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による左ターンのシミュレーション結果

小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件による左ターンのシミュレーション結果を Fig. 5.20, Fig. 5.21 に示す. Fig. 5.20 はシミュレーション上の左ターン運動である. Fig. 5.21 はシミュレーション結果と実験結果の比較であり, Fig. 5.21(a) が機体位置変化, Fig. 5.21(b) がターン方位角変化 β , Fig. 5.21(c) が左そりの反力である. 本シミュレーションでは, $t=3.3[s]$ で左そりが逆エッジとなったため, そこでシミュレーションを打ち切った.

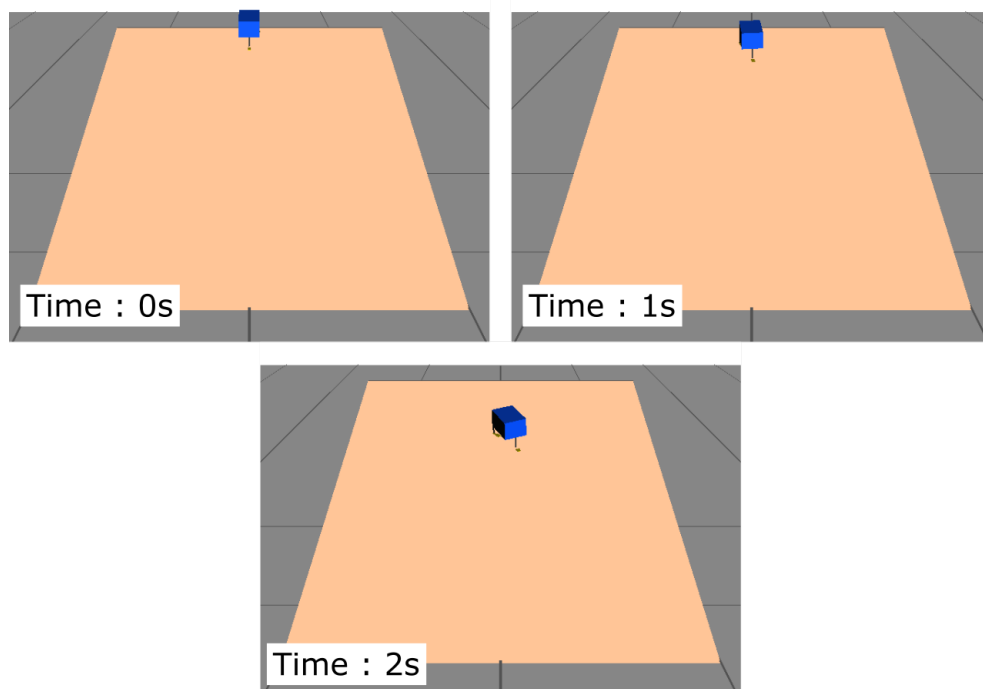
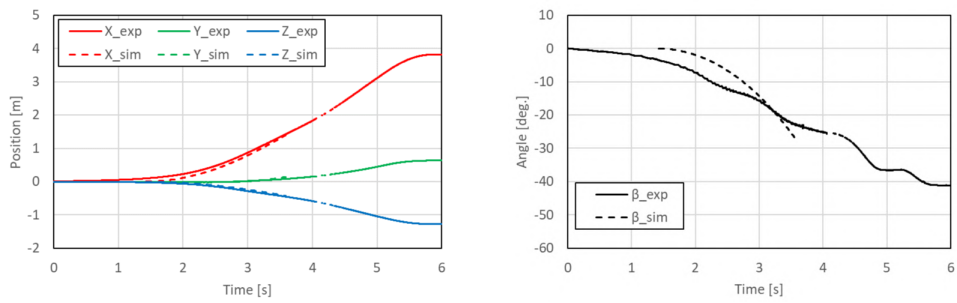
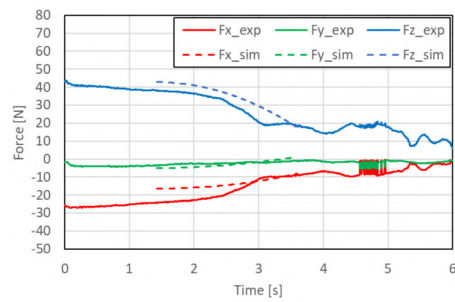


Fig. 5.20 錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおける機体運動の様子



(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

(c) 左そりの反力

Fig. 5.21 錘を利用した左そり荷重による左ターンのケースにおけるそり滑走実験とそり滑走シミュレーションの比較

5.2.5 小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーション結果の考察

本節では、小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこなった。

まず、直滑降のシミュレーション結果では、Fig. 5.16 より機体の直滑降が確認できる。Fig. 5.17 では、機体位置変化、ターン方位角変化 β 、左そりの反力のシミュレーション結果と実験結果を比較した。Fig. 5.17(a) の機体位置変化、Fig. 5.17(b) のターン方位角変化 β は良く一致する結果となった。Fig. 5.17(c) の左そりに作用する反力も、シミュレーション結果と実験結果で反力の大きさが同程度になっていることが確認できる。

右ターンのシミュレーション結果では、そり滑走途中で右そりが逆エッジとなったため、そこでシミュレーションを打ち切った。まず、Fig. 5.18 より機体の右ターン運動が確認できる。Fig. 5.19(a) の機体位置変化は、実験結果との傾向が一致していることが確認できる。Fig. 5.19(b) のターン方位角変化 β はシミュレーション結果の方がターン方位角 β の傾きが大きいことが確認でき、シミュレーションの最後のほうでは実験結果と差がでている。Fig. 5.19(c) の左そりの反力はそり滑走初期は反力の大きさがシミュレーション結果と実験結果で同程度の大きさとなっているが、そり滑走後半で差が出ている。これは、シミュレーションではターン方位角変化 β が大きいいため、実験結果よりも左そりが谷側へ位置しており、実験よりも左そりに荷重しているためである。一方、シミュレーションの反力変化の傾向は実験値と同様に滑走が進むにつれて反力が大きくなる特徴をとらえている。

左ターンのシミュレーション結果では、そり滑走途中で左そりが逆エッジとなるため、 $t=3.3[s]$ でシミュレーションを打ち切った。Fig. 5.20 より機体の左ターン運動が確認できる。Fig. 5.21(a) の機体位置変化は、実験結果と傾向が良く一致している。Fig. 5.21(b) のターン方位角変化 β は、右ターンのときと同様にシミュレーション結果のほうが実験結果よりもターン方位角の傾きが大きい。Fig. 5.21(c) の左そりの反力は、シミュレーション結果と実験結果で傾向がよく一致していることがわかる。

以上の結果より、直滑降のシミュレーションでは、機体位置変化、ターン方位角変化 β 、左そりの反力が実験結果とよく一致する結果を得た。右ターンと左ターンのシミュレーションでは、シミュレーションでそりの逆エッジが生じたため、比較時間幅は限られているものの、機体位置変化、左そりの反力、またターン方向が実験結果と一致性があることを確認した。一方、右ターンと左ターンのシミュレーションではターン方位角変化 β が実験結果よりも大きくなった。これには様々な原因が考えられるが、その1つとして、そり滑走実験の砂斜面の斜度が一定でないことや、若干の凹凸があることなどが考えられる。

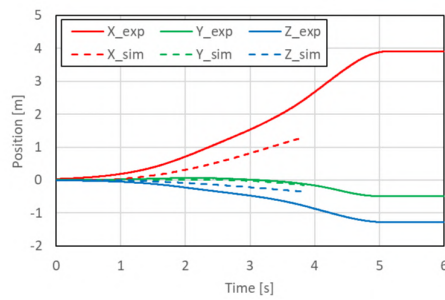
以上より，そり滑走実験条件によるそり滑走シミュレーションでは，機体位置変化，さらに左そりの反力の傾向，ターン方向などの結果がそり滑走実験結果の傾向と一致していることから，本研究のそり滑走シミュレーションの妥当性を示すことができたと考える．

5.2.6 砂斜面の斜度 15[deg] の場合のそり滑走シミュレーション

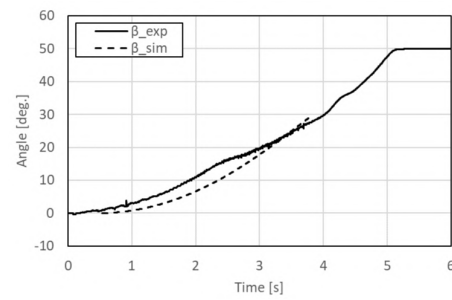
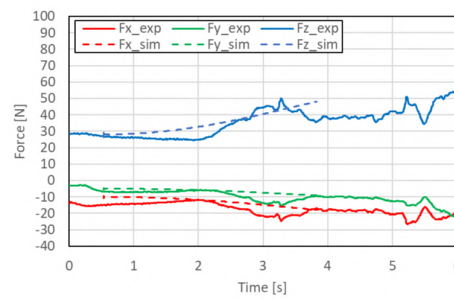
5.2.4 項の結果では，ターン方位角変化 β がシミュレーション結果と実験結果で少し差がでていることが確認された．その原因として考えられるのは，実験における砂斜面の斜度が一定でないことや，砂斜面に凹凸があることである．そこで，本節では，実験で計測した砂斜面の斜度から若干変化させ，右ターンと左ターンのそり滑走シミュレーションをおこない，砂斜面の斜度の変化によるターン性の変化をみる．

砂斜面の斜度 15[deg] の場合のそり滑走シミュレーションの結果

砂斜面の斜度を実験の砂斜面の斜度から若干の変化を与え，15[deg] とし，そり滑走シミュレーションをおこなった．右ターンのシミュレーション結果を Fig. 5.22 に示す．左ターンのシミュレーション結果を Fig. 5.23 に示す．



(a) 機体位置変化

(b) ターン方位角変化 β 

(c) 左そりの反力

Fig. 5.22 砂斜面の斜度 15[deg] の場合の右ターンのケースにおけるそり滑走シミュレーションとそり滑走実験の比較

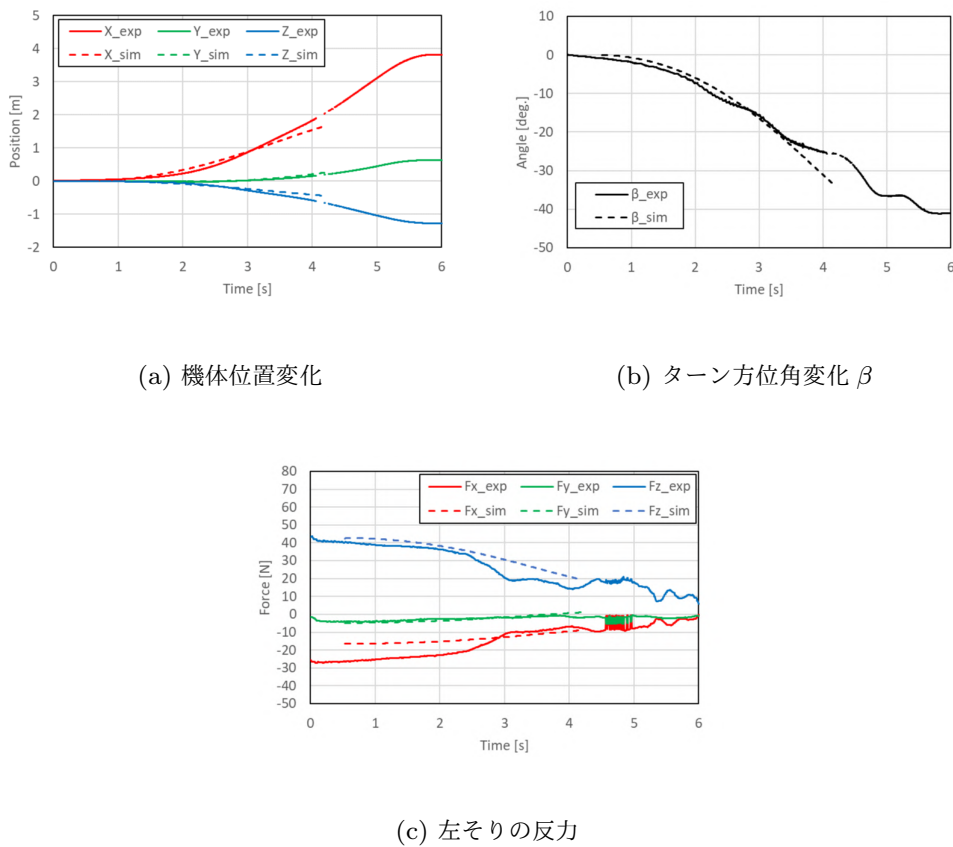


Fig. 5.23 砂斜面の斜度 15[deg] の場合の左ターンのケースにおけるそり滑走シミュレーションとそり滑走実験の比較

砂斜面の斜度 15[deg] の場合のそり滑走シミュレーションの結果の考察

右ターンのシミュレーション結果では、Fig. 5.22(a) より機体位置変化はシミュレーション結果と実験結果で差が出る結果となった。一方、Fig. 5.22(b),(c) のターン方位角変化 β と左そりの反力はシミュレーション結果と実験結果でよく一致する結果となった。

左ターンのシミュレーション結果では、Fig. 5.23(a),(b),(c) より、機体位置変化、ターン方位角変化 β 、左そりの反力ともに、シミュレーション結果と実験結果でよく一致する結果となった。

以上より、シミュレーションにおける斜度を少し変化させることで、シミュレーションと実験結果が良く一致することがわかった。この結果から、実験における砂斜面の斜度の変化や凹凸などが、そり滑走に影響を与えていると考えられる。

5.2.7 小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションのまとめ

本節では、小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこなった。直滑降のシミュレーションでは、シミュレーション結果と実験結果がよく一致する結果を得た。さらに、右ターンと左ターンのシミュレーションにおいては、機体位置変化、左そりに作用する反力がよく一致し、ターン方向も実験と同様となることが確認できた。これらの結果より、4章で構築したそり滑走シミュレーションが妥当であることを示した。ターン方位角 β については、シミュレーション結果と実験結果の変化に差が生じたが、砂斜面の斜度 15deg] のシミュレーションをおこなったところ、シミュレーション結果と実験結果が良く一致したことから、実験における砂斜面の斜度が一定でないことや、砂斜面に凹凸があることなどが原因の1つであると考えられる。

5.3 そり滑走シミュレーションの妥当性評価のまとめ

本章では、4章で構築したそり滑走シミュレーションの妥当性評価のために、小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験をおこない、さらにその実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこない、実験とシミュレーションの比較をおこなった。

小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験では、2章で提案したそり荷重ターンの実証確認とシミュレーション妥当性評価のためのデータ取得をおこなった。そり荷重ターンの実証確認の方法としては、まず、そりに荷重しない機体条件で直滑降運動を行い、さらに錘を利用することで左右そりに荷重し、そり反力を高めることで希望の方向へのターンを試みた。結果として、そりに荷重しない機体条件では機体の直滑降運動が確認でき、さらに錘による左右そりへの荷重により、希望の方向へのターン運動が確認できた。この実験により、2章で提案したそり荷重ターンが実機においても実現可能であることが実証され、さらにシミュレーション妥当性評価のための実験データを得た。

次に、小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験の実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこない、実験結果とシミュレーション結果の比較をおこなった。そり滑走シミュレーションの結果としては、直滑降、錘による右ターン運動、錘による左ターン運動の各ケースにおいて、機体位置変化、左そりに作用する反力、ターン方向が実験結果と一致する結果を得た。さらに、砂斜面の斜度を若干変化させたそり滑走シミュレーションをおこなったところ、ターン方位角 β が実験結果と一致する結果となり、実験における砂斜面の斜度の変化や凹凸がそり滑走に影響を与えることを確認した。

以上より、小型そり滑走実験機の自走そり滑走実験とその実験条件によるそり滑走シミュレーションが良く一致する結果となったことから、4章で構築したそり滑走シミュレーションの妥当性が確認された。

第 6 章

結論

6.1 まとめと成果

本研究では，小型着陸機に適用可能な滑走を利用した惑星表面移動機構の提案をし，その有用性を示すことを研究目的とした．この目的達成のために，滑走のための小型着陸機の機体案とターン方法を提案し，その有効性と妥当性を示すために，シミュレーションと実験による評価をおこなった．まず小型着陸機を惑星表面上で希望の方向へ移動させるために，そり荷重ターンとスラスト推力ターンの 2 つのそり滑走のターン方法を提案した．そり荷重ターンは，そりが地面から受ける反力を利用するターン方法である．このそり荷重ターンは，雪上のスキー滑走理論を参考とした．一方，スラスト推力ターンは，サブスラスト推力による旋回モーメントを利用するターン方法である．この提案した 2 つのターン方法は，小型着陸機に既存のスラストを利用することで実現でき，新たにターンのためのアクチュエータを必要としないことから，機体の重量増を極力抑えた上でターンが可能となる利点がある．

次に，そり滑走シミュレーションで必要となるそりと砂の反力モデルを実験により構築した．この反力モデルは，提案したそり滑走のターン方法を表現するために，そりの姿勢とそりへの荷重がパラメータとなったモデルであり，少ないパラメータでそりと砂の反力を算出することができる．さらに，反力モデルの妥当性評価のために小型そり滑走実験機によるそり滑走実験を行った．その結果として，そりに作用する反力の実験結果と反力モデルによる計算結果が良く一致することが確認され，構築した反力モデルの妥当性を示した．

提案した機体とターン方法の有効性の評価，さらにそり滑走性の向上のためにそり姿勢とそり位置がそり滑走性に与える影響を明らかにすることを目的に，小型着陸機モデルによるそり滑走シミュレーションをおこなった．そり滑走シミュレーションの結果として，提案した機体とターン方法により機体が希望の方向へターンできることを確認し，その有

効性を確認した。さらに、そり姿勢とそり位置がそり滑走性に影響を与えることをそり滑走シミュレーションで確認した。そり姿勢については、そり姿勢がターン性と直進性に影響することを確認し、その要因はそり姿勢変化によるそり反力の変化である。そりの反力が高いそり姿勢ほどターン性が良いが、一方で、直進運動における移動効率は悪くなる。したがって、ターン性と直進運動の移動効率は相反する関係があるため機体設計の際にはターン性と移動効率をトレードオフをした上でそり姿勢を決定する必要がある。さらに、そり姿勢をパラメータとした外乱に対する直進安定性の評価では、そりの姿勢条件により外乱入力後にターンに移行する場合があることがわかった。その原因として、左右そりの反力の高いそり姿勢条件の場合、機体が前そりの荷重となることで前そりのターンを増長する旋回モーメントが高まり、それにより外乱入力後にターン運動に移行する。この対策としては、前そり反力が小さくなるように前そり形状を工夫することや、前そりの摩擦力が小さくなるように前そりの材質を検討するなどの方法が考えられる。また、外乱に対する直進安定性を確保するために、そり合力の着力点と重心位置の関係を評価することが重要であり、この評価により外乱に対する直進安定性のあるそり姿勢を決定することが可能となる。次に、そり位置については、前そりと左右そりの前後位置がターン性と直進性に大きく影響を与えることがわかった。そり位置がターン性に与える影響については、前そりと左右そりが重心位置に近いほうが、そりの反力が高まり、ターン性が良くなる。そり位置が直進性に与える影響については、左右そりの反力が小さいそり位置条件が移動効率が良い。また、そり位置をパラメータとしたときの機体に外乱に対する直進安定性は、前そりの前後位置が直進安定性に大きく影響する。これは、そり姿勢の解析の時と同様であり、そりの位置によって前そり反力が大きくなることで、前そりのターンを増長する旋回モーメントが高まり、ターン運動に移行する。したがって、そり位置についても、外乱に対する直進安定性を確保するために、そり合力の着力点と重心位置の関係を確認した上でそり位置を決めることが重要となる。

構築したそり滑走シミュレーションの妥当性評価として、小型そり滑走実験機による自走そり滑走実験とその実験条件によるそり滑走シミュレーションをおこなった。実験とシミュレーションは、そり滑走による直進運動、右ターン運動、左ターン運動をそれぞれ比較した。その結果、そり滑走運動における機体位置変化、さらにそりに作用する反力の大きさと傾向、ターン方向が良く一致する結果となり、シミュレーションの妥当性を示すことができた。一方で、右ターンと左ターンのターン方位角変化に実験とシミュレーションで差がでる結果となった。この原因の1つとして、実験をおこなった砂斜面の傾斜角変化や凹凸があることなどが考えられる。そこで、砂斜面の斜度を変化させて、右ターンと左ターンのケースにおけるシミュレーションをおこなったところ、ターン方位角が実験結果とシミュレーション結果で良く一致する結果となった。このことから、砂斜面の斜度や凹凸がそり滑走性に影響を与えることが明らかとなった。したがって、砂地面の斜度や凹凸に

対応することがそり滑走シミュレーションの今後の課題となる。

本研究では、そり滑走という新たな移動方法の提案をし、そりと砂の反力モデル構築、そり滑走シミュレーション、そり滑走実験により、滑走による移動機構の有効性と妥当性を示した。本研究により、滑走を利用した惑星表面移動機構の小型着陸機への適用性が十分にあることが明らかとなり、新たな惑星表面移動機構として有用であることが示された。

6.2 今後の課題と将来展望

本研究の今後の課題としては、そりの形状や物理特性を考慮に入れたそり滑走シミュレーション、最適なそり滑走方法の究明などが挙げられる。

本研究では、そりを簡素な平板形状とし、さらにそりの弾性などを考慮に入れずに、そりと砂の反力モデルを構築した。しかしながら、雪上のスキー板は、スキー板の先端部の反り返りやスキー板にサイドカットと呼ばれる括れが存在し、さらに、スキー板の弾性なども設計パラメータとなっている。このようなスキー板の形状や物理特性は、スキーの滑走性を向上させるために重要であると考えられている。したがって、本研究にもそりに形状や物理特性の効果を入れることにより、そり滑走性の向上が望める。そのためには、まずそり形状や物理特性の効果を実験により明らかとし、そのようなパラメータの入った反力モデルを構築する必要がある。

本研究では、小型着陸機のそり滑走移動に着目し、制約を設けた上で、機体を希望の方向へターンすることを目的に研究を進めた。これにより、そり滑走の成立性を示したが、そり本数、そり位置、そり姿勢などのパラメータの組合せは多くあり、それらのパラメータ組合せの効果を評価することで、さらにそり滑走性が向上する可能性がある。そのため、これらのパラメータの効果を網羅的に検証し、最適なそり滑走方法を究明していくことが今後必要である。

最後に、本研究の将来展望を述べる。本研究ではそり滑走の推進系として小型着陸機に既存のスラストを利用したが、ローバなどにそり滑走移動機構を利用する場合は、推進系をスラストではなく、車輪やクローラなどとする方法も考えられる。車輪型ローバの複数車輪の内のいくつかをそりにすることで、ローバの重量低減ができると考えられる。今後、そり滑走移動機構と他の移動機構を組み合わせることにより、惑星表面移動機構の新たなオプションとなることが期待できる。

謝辞

本研究を進めるにあたり，毎週ミーティングの時間を作ってくださり，懇切丁寧にご指導して頂きました指導教員の澤井秀次郎教授に深く感謝いたします。また，本研究を行う機会を与えて頂いたことに，この場を借りて深く御礼申し上げます。

澤井研究室の丸祐介助教には，度々，研究のご相談に応じて頂き，大きな助けとなりました。深く感謝いたします。また，学生の中に様々な実験に参加させて頂きました。それに伴い，知識と技術の両面で多くのことを学ぶことができました。この場を借りて御礼申し上げます。

宇宙科学研究所の SLIM プロジェクトの皆様には，実験やミーティングを通じて，本研究と関連の深い SLIM の要素技術や知識を学ぶことができました。関係者の皆様に深く感謝を申し上げます。

本研究室と関連の深い稲谷研究室学生部屋の皆様には，輪講や発表会などを通じて共に勉学することで，研究に関する学識を向上することができました。皆様のおかげで充実した研究生活を送れたと思っています。深く感謝いたします。特に，中村昌道様には，研究の進め方，論文の書き方，発表の仕方など，研究に関する多くのことをご指導頂きました。深く感謝致します。また，澤井研究室後輩の皆様には，何度も本研究に関する議論をして頂き，研究の内容を深めることができました。深く感謝いたします。

研究生活を送る上で，家族にはいつも支えて頂きました。心から感謝いたします。

最後に本研究を進めるにあたりお世話になった全ての皆様に心より感謝いたします。

参考文献

- [1] Manabu Kato, Susumu Sasaki, Yoshisada Takizawa :The Kaguya Mission Overview, *Space Science Reviews*, Vol. 154, Issue 1-4, pp3-19, July 2010.
- [2] Junichi Haruyama, Kazuyuki Hioki, Motomaro Shirao, Tomokatsu Morota, Harald Hiesinger, Carolyn H. van der Bogert, Hideaki Miyamoto, Akira Iwasaki, Yasuhiro Yokota, Makiko Ohtake, Tsuneo Matsunaga, Seiichi Hara, Shunsuke Nakanotani, and Carle M. Pieters.: Possible lunar lava tube skylight observed by SELENE cameras, *Geophysical Research letter*, VOL.36, Issue 21, 2009.
- [3] Junichi Haruyama, et al. New discoveries of lunar holes in Mare Tranquillitatis and Mare Ingenii, 41st Lunar and Planetary Science Conference, Lunar and Planetary Science Institute, 2010.
- [4] 河野 功, 春山 純一, 香河 英史, 神澤 拓也, 加藤 裕基, 中島 真理, ”月惑星の縦孔・地下空洞探査システムの研究”, 日本航空宇宙学会, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, 長崎, 2014, JSASS-2014-4528.
- [5] Gordon Chin, Scott Brylow, Marc Foote, James Garvin, Justin Kasper, John Keller, Maxim Litvak, Igor Mitrofanov, David Paige, Keith Raney, Mark Robinson, Anton Sanin, David Smith, Harlan Spence, Paul Spudis, S. Alan Stern, Maria Zuber. Lunar Reconnaissance Orbiter Overview: The Instrument Suite and Mission. *Space Science Reviews*. Vol. 129, Issue 4, pp391-419, April 2007.
- [6] Weiren Wu, Chunlai Li, Wei Zuo, Hongbo Zhang, Jianjun Liu, Weibin Wen, Yan Su, Xin Ren, Jun Yan, Dengyun Yu, Guangliang Dong, Chi Wang, Zezhou Sun, Enhai Liu, Jianfeng Yang and Ziyuan Ouyang Lunar farside to be explored by Chang'e-4 *Nature Geoscience* Vol. 12, 222-223, 2019.
- [7] 吉田 和哉, ”Google Lunar X-prize について”, 日本ロボット学会誌, Vol.32, No.5, pp.439-442, 2014.
- [8] Hermann Boehnhardt, Jean-Pierre Bibring, Istvan Apathy, Hans Ulrich Austerlitz, Amalia Ercoli Finzi, Fred Goesmann, Gstar Klingelhfer, Martin Knapmeyer

- , Wlodek Kofman , Harald Krger , Stefano Mottola , Walter Schmidt , Klaus Seidensticker , Tilman Spohn and Ian Wright. The Philae lander mission and science overview. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Science* Vol.375, Issue 2097, 2017.
- [9] 坂井 真一郎, 櫛木 賢一, SLIM プロジェクト: 小型月着陸実証機 SLIM プロジェクト-その狙いと開発状況-の開発状況, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4079, 久留米,2018.
- [10] 荒川 哲人, 坂井 真一郎, 櫛木 賢一, 澤井 秀次郎, 福田 盛介, 下地 治彦, 芝崎 祐介, 横井 貴弘: 小型月着陸実証機 SLIM のシステム概要, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4080, 久留米,2018.
- [11] 北薊 幸一, 松尾 慧司, 三浦 汀桜子, 藤森 佑太: 小型月着陸実証機 SLIM における着陸衝撃吸収材の設計と実験的検証, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4085, 久留米,2018.
- [12] 森川 峻平, 江口 光, 河野 太郎, 丸 裕介, 能見 公博, 澤井 秀次郎: 小型着陸機のための大きな姿勢変化を伴う着陸手法, 日本航空宇宙学会, 航空宇宙技術, JSASS-D-17-00003, 早期公開, 2017.
- [13] 河野 太郎, 丸 裕介, 澤井 秀次郎, 佐藤 英一, 戸部 裕史, 能見公博, 北薊 幸一, 小型月着陸実証機 SLIM の着陸接地ダイナミクス, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4079, 久留米,2018.
- [14] 吉光 徹雄, 大槻 真嗣, 吉川 健人, 前田 孝雄, 富木 淳史, SLIM に搭載可能な超小型表面探査プローブ, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4083, 久留米,2018.
- [15] 大竹 真紀子, 佐伯 和人, 仲内 悠佑, 白石 浩章, 本田 親寿, 石原 吉明, 佐藤 広幸, 前田 孝雄, 大槻 真嗣, SLIM 搭載をめざしたマルチバンドカメラの現状, 日本航空宇宙学会, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2018-4082, 久留米,2018.
- [16] 江口 光, 澤井 秀次郎: ソリ滑走を利用した惑星表面移動システムの検討, 日本航空宇宙学会, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4210, 函館,2016.
- [17] 江口 光, 丸 裕介, 大槻 真嗣, 森川 峻平, 澤井 秀次郎: ソリ滑走による惑星表面移動のためのそりと砂の相互作用力モデルの構築, 日本航空宇宙学会, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4574, 新潟,2017.
- [18] Lunar SourceBook, https://www.lpi.usra.edu/publications/books/lunar_source-book/, May,27,2019.
- [19] Zarya, Soviet,Russian and International Space Flight,
”<http://www.zarya.info/Diaries/Luna/Luna17.php>”,January 8,2016.
- [20] W David Carrier, ”Soviet Rover Systems”,AIAA Space Programs and Technolo-

- gies Conference, 92-1487, March 24-27, 1992.
- [21] NASA Facts Mars Exploration Rover, <https://www.jpl.nasa.gov/news/factsheets/mars03rovers.pdf>, May, 27, 2019.
- [22] NASA Mars Science Laboratory Launch Press kit, "http://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/MSLLaunch.pdf", May, 27, 2019.
- [23] John P. Grotzinger, Joy Crisp, Ashwin R. Vasavada, Robert C. Anderson, Charles J. Baker, Robert Barry, David F. Blake, Pamela Conrad, Kenneth S. Edgett, Bobak Ferdowsi, Ralf Gellert, John B. Gilbert, Matt Golombek, Javier Gomez-Elvira, Donald M. Hassler, Louise Jandura, Maxim Litvak, Paul Mahaffy, Justin Maki, Michael Meyer, Michael C. Malin, Igor Mitrofanov, John J. Simmonds, David Vaniman, Richard V. Welch, Roger C. Wiens, "The Challenges of Designing the Rocker-Bogie Suspension for the Mars Exploration Rover", *Space Science Reviews*, 170(1-4), 5—56, September, 2012.
- [24] Brian D. Harrington, Chris Voorhees, "Mars Science Laboratory Mission and Science Investigation", 37th Aerospace Mechanisms Symposium, May, 2004.
- [25] Tesuo YOSHIMITSU, Takashi KUBOTA, and Ichiro NAKATANI, MINERVA rover which became a small artificial solar satellite, *Small Satellite Conference*, 2006.
- [26] EUROLUNA, "http://www.euroluna.dk/side6.html", April, 16, 2019.
- [27] Aravind Seeni, Bernd Schfer, Gerd Hirzinger, Robot Mobility Systems for Planetary Surface Exploration — State-of-the-Art and Future Outlook: A Literature Survey, *Aerospace Technologies Advancements*, pp.492, January 2010.
- [28] 清水 史郎, 「スキーの科学」, 光文社, 1987.
- [29] 木下 是雄, 「スキーの科学」, 中公新書, 1973.
- [30] 藤井孝蔵, 「スキーは頭で滑る」, オーム社, 1997.
- [31] John Howe, the NEW Skiing Mechanics, McIntire Publishing, 2001.
- [32] 香川 博之, 米山 猛, 岡本 明男, スキーヤーの関節動作と作用力の測定, スポーツ工学シンポジウム講演論文集, 1996.
- [33] 尾原 男, パラレルターンのメカニズム, 日本機械学会スポーツ工学シンポジウム講演論文集, 1995.
- [34] 新保正樹, 雪上の滑走と摩擦 第1報 — 雪上の摩擦測定と滑走速度および接雪圧の影響について-, 雪氷, 21 巻, 5 号, 1959.
- [35] M. G. Bekker : OFF-THE-ROAD LOCOMOTION, The University of Michigan Press, Ann Arbor, 1960.
- [36] 田中 孝, 笈田 昭 : 車両・機械と土系の力学—テラメカニックス, 学文社, 1993.

- [37] 石上 玄也：月惑星探査ローバーのステアリング特性に基づく走行力学の解析，東北大学修士論文，2005.
- [38] 吉田 和哉，渡辺 敏暢，水野 昇幸，石上 玄也：月・惑星探査ローバーの砂地登坂における力学解析，第21回に本ロボット学会学術講演会，3G12，2003.
- [39] Jo-Yung Wong, and A. R. Reece: Prediction of Rigid Wheel Performance Based on the Analysis of Soil-Wheel Stresses Part1. Performance of Driven Rigid Wheels, Journal of Terramechanics, Vol.4, No.1, pp.81-98, 1967.
- [40] Chen Li, Tingnan Zhang, and Daniel I. Goldman: A Terradynamics of Legged Locomotion on Granular Media, Science, Vol.339, No.6126, pp.1408-1412, 2013.
- [41] 長谷川 健二，清水 史郎:スキー板から見たターンの基本機構－厳密解による例示－，日本機械学会スポーツ工学シンポジウム・シンポジウムヒューマン・ダイナミクス講演論文集，No.95-45, pp.57-61, 1995.
- [42] 長谷川 健二，清水 史郎，小寺 忠:支え棒付き一本スキーモデル (その1) 定式化と力学的解析，日本機械学会スポーツ工学シンポジウム・シンポジウムヒューマン・ダイナミクス講演論文集，No.97-34, pp.102-106, 1997.
- [43] 月山 雅晴，坂田 敏行:スノーボーディングのシミュレーションに関する研究，日本機械学会スポーツ工学シンポジウム・シンポジウムヒューマン・ダイナミクス講演論文集，No.98-31, pp.68-72, 1998.
- [44] 多田 憲孝，”スキー設計のためのスキー・シミュレータの試作”，日本スポーツ産業学会，スポーツ産業学研究，Vol.12, No.1, 2002.
- [45] Y.Hirano, and N.Tada:Mechanics of a turning snow ski, International Journal of Mechanical Sciences, Vol.36, Issue5, pp.421-429, 1994.
- [46] 安部正人：自動車の運動と制御-車両運動力学の理論形成と応用-，東京電機大学出版局，2008.