

# SELENE - B シンポジウム

## 着陸機の高精度最適誘導

2001 . 7 . 17

三菱重工業株式会社

鬼頭克巳，阿部直彦

## 目次

- 1 . まえがき
- 2 . 検討条件
- 3 . 航法誘導方式
- 4 . 最適誘導
- 5 . 今後の課題

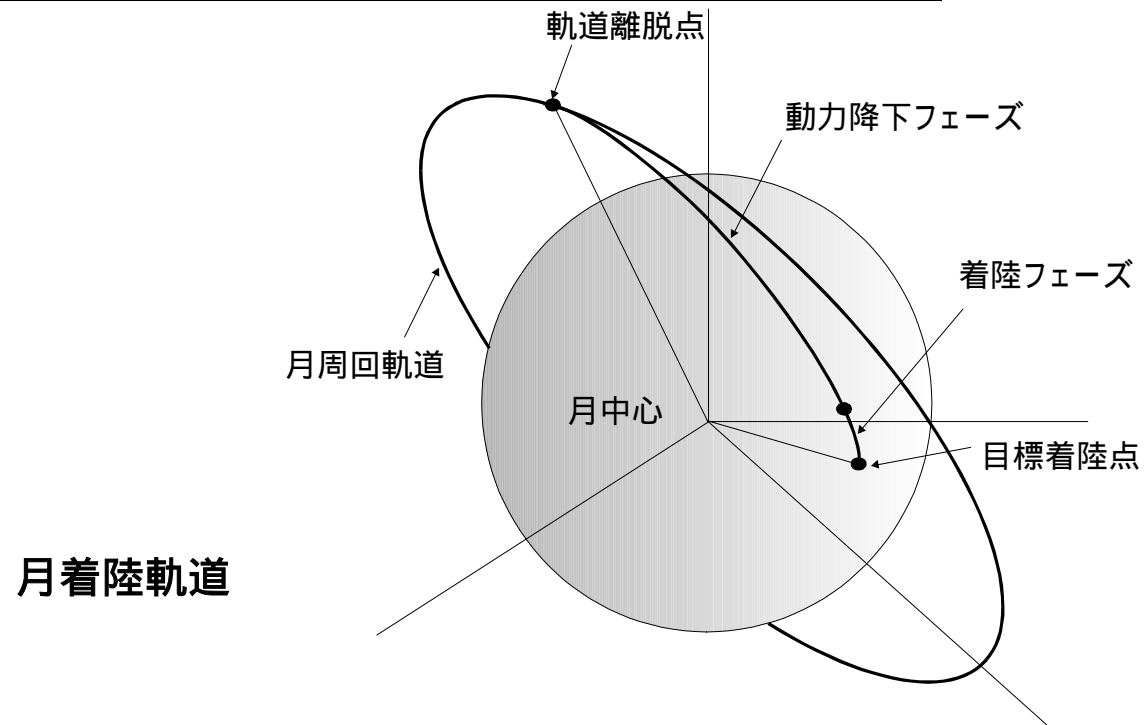
# 1 . まえがき

## 着陸機の高精度最適誘導

月周回軌道から軌道離脱して目標着陸点上空に至る動力降下フェーズについて、月面相対航法と、可変推力エンジンを用いた最適誘導法式の組み合わせによる誘導の概念と、そのシミュレーション評価結果を述べる。

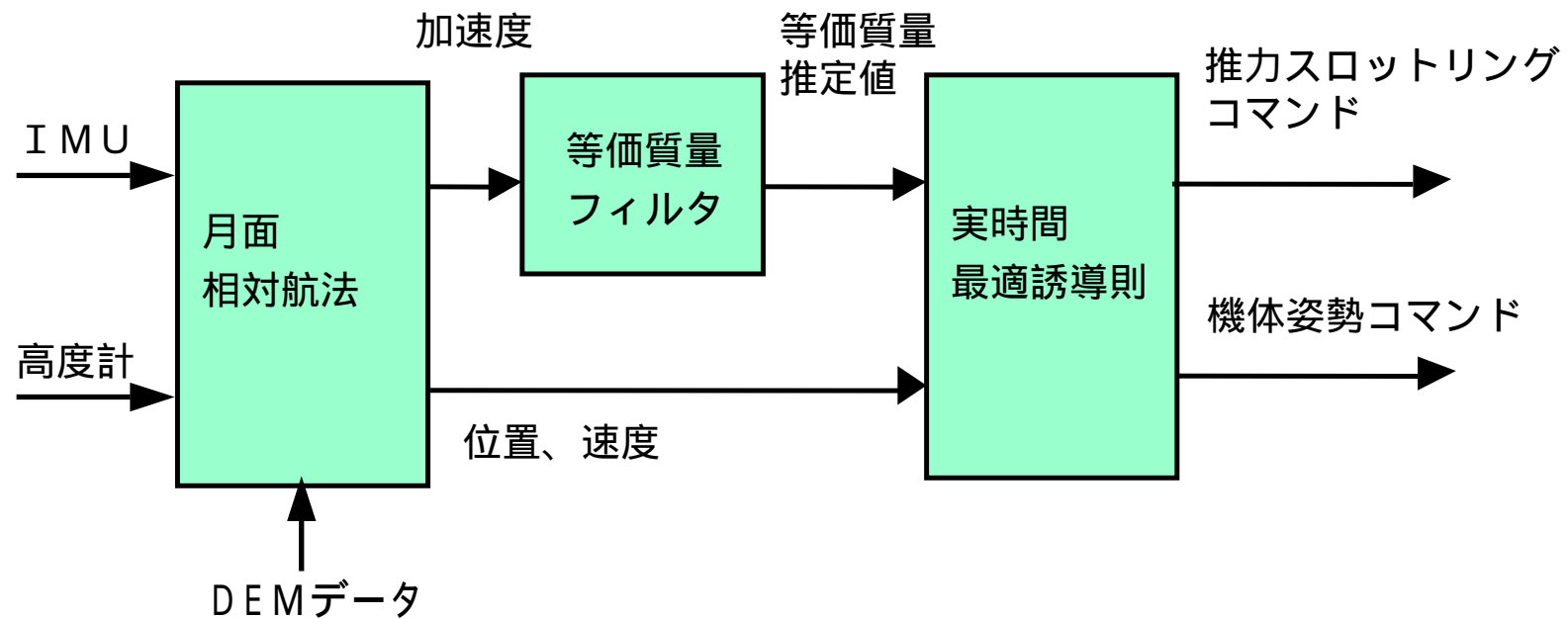
## 2. 検討条件

フェーズ	V(m/s)	質量(kg)
月遷移軌道投入時		1500
遷移軌道～動力降下開始 ミッドコースマヌーバ 月周回軌道投入 動力降下用待機軌道投入	約 920	
動力降下開始時 (Isp=310sec)		1108



### 3 . 航法誘導方式

#### ( 1 ) 航法誘導システム



### 3 . 航法誘導方式

#### ( 2 ) 航法方式

月周回軌道上：

高度計により計測した飛行高度履歴と、  
搭載した月面の3次元地図データ(D E Mデータ)を  
照合することで月面相対位置を認識する月面相対航法

動力降下フェーズ：

IMU慣性航法と、高度計と及びD E Mデータによる  
月面相対航法の組合せ

### 3 . 航法誘導方式

#### (3) 動力降下フェーズ設定条件

動力降下開始時待機軌道

$h=20\text{ km}$  円軌道

着陸点上空目標点

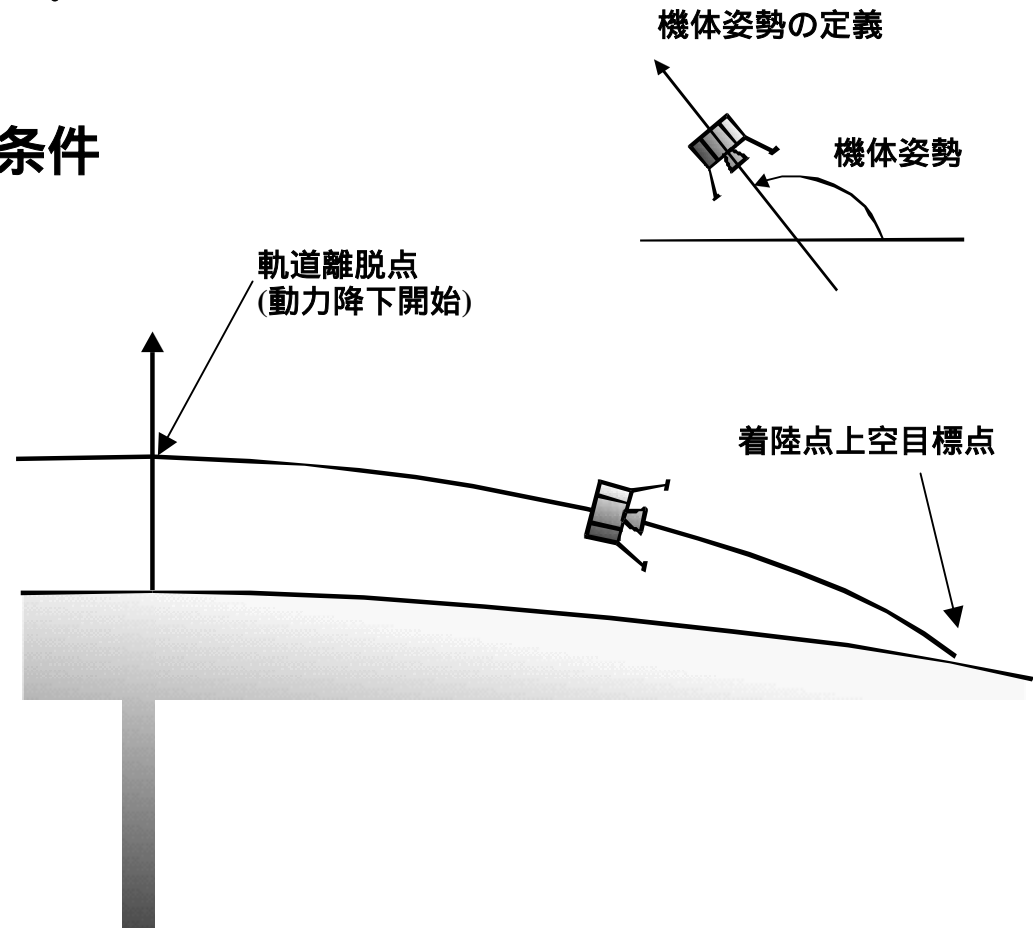
$h=2\text{ km}$

$V=0\text{ m/s}$

$V_r=0\text{ m/s}$

初期質量

$m=1100\text{ kg}$

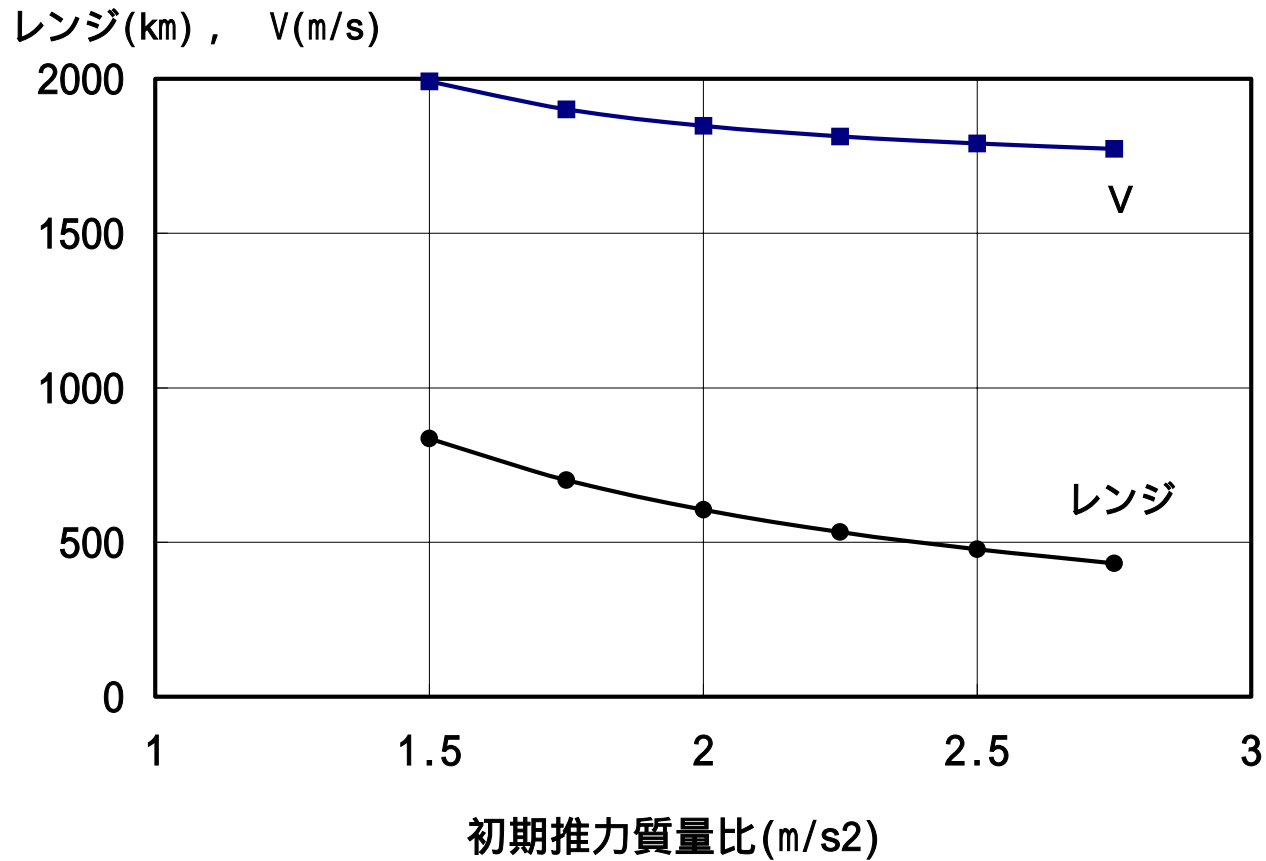


動力降下フェーズ

### 3 . 航法誘導方式

#### (4) 動力降下フェーズ初期推力質量比と飛行特性

推力一定の最短時間制御軌道の場合





### 3 . 航法誘導方式

#### (5) 動力降下フェーズの目標点への誘導方式

推力一定のエンジンを使用する場合:

- ・着陸機の推力軸姿勢を制御する方式
- ・補助エンジン等を装備して推力軸姿勢の制御と組合せる方式

推力可変エンジンを使用する場合:

- ・着陸機のエンジン推力レベルの制御(スロットリング)と  
推力軸姿勢の制御を組合せる方式

以下では推力可変エンジンを使用する場合を対象とする。

## 4 . 最適誘導

### ( 1 ) 実時間最適誘導則

ダイナミクス

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$$

$$\dot{\mathbf{v}} = \frac{T}{m} \mathbf{u} - \frac{\mu_m}{r^3} \mathbf{r}$$

$$\dot{m} = f(T)$$

誘導モデルダイナミクス

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$$

$$\dot{\mathbf{v}} = a\mathbf{u} - 3\mathbf{g}_{m0} - \mathbf{G}_{r0}\mathbf{r}$$

$$\dot{a} = u_a$$

$\mathbf{r}$  : 月中心からの位置ベクトル

$r$  :  $\mathbf{r}$  の絶対値

$\mathbf{v}$  : 速度ベクトル

$\mu_m$  : 月の重力定数

$T$  : 推力

$m$  : 機体質量

$\mathbf{u}$  : 推力軸姿勢(推力軸方向余弦)ベクトル

$f(T)$  : 推進剤質量流量率で下記モデルを想定

$$\left( \frac{T}{T_{\max}} - 1 \right) = \alpha_1 \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{\max}} - 1 \right)$$

## 4 . 最適誘導

### 評価関数

$$J = \int_0^{t_f} \left( a + \frac{1}{2} k u_a^2 \right) dt$$

### 最適制御による最適誘導コマンドの解法

飛行中に終端条件を満たす最適制御  $u$  と  $u_a$  を、共状態ベクトルの初期値に対する遷移行列を導入して、実時間で解を求める。

可変推力エンジン：2200N

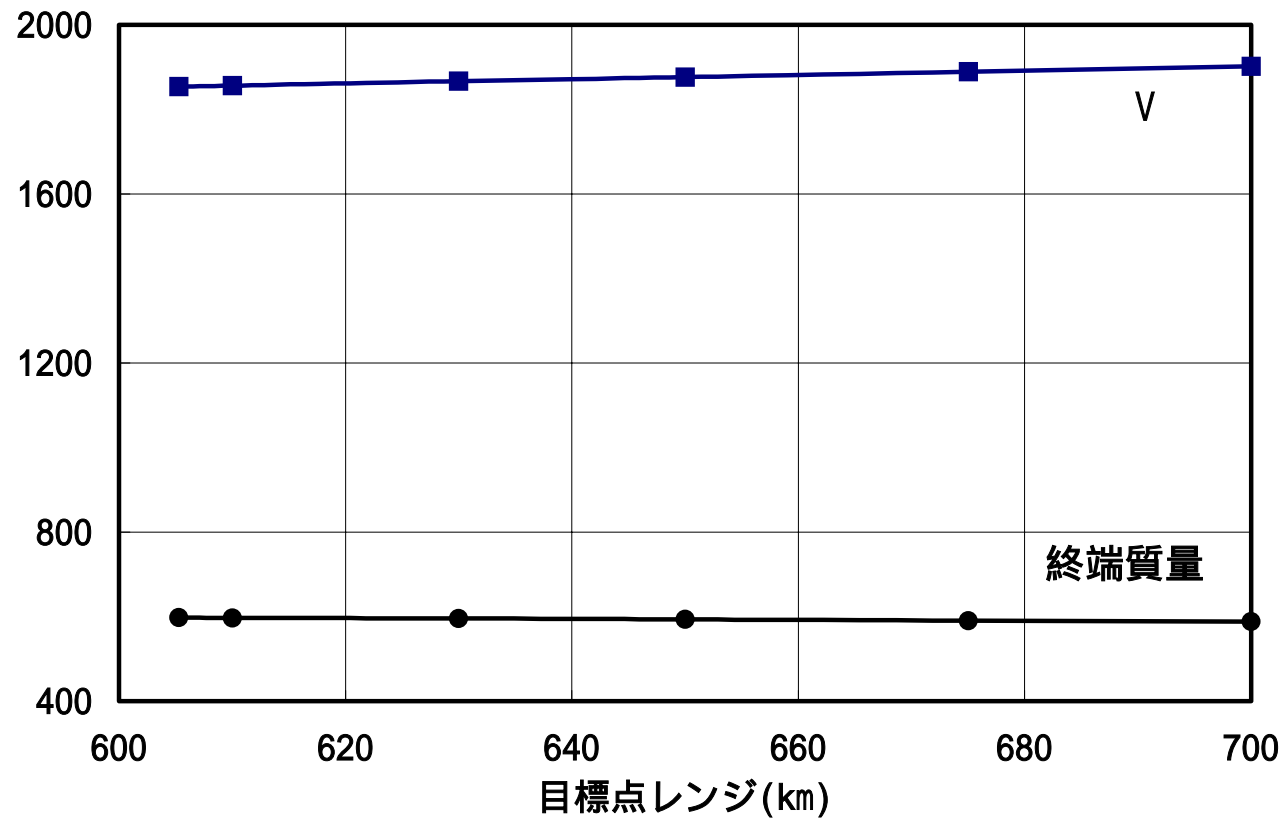
(フルスロットル，初期推力質量比 2)

初期質量：1100kg

## 4 . 最適誘導

( 2 ) 動力降下フェーズ目標点レンジと終端質量、 $V$   
比推力一定( $\gamma_1 = 1$ )の場合

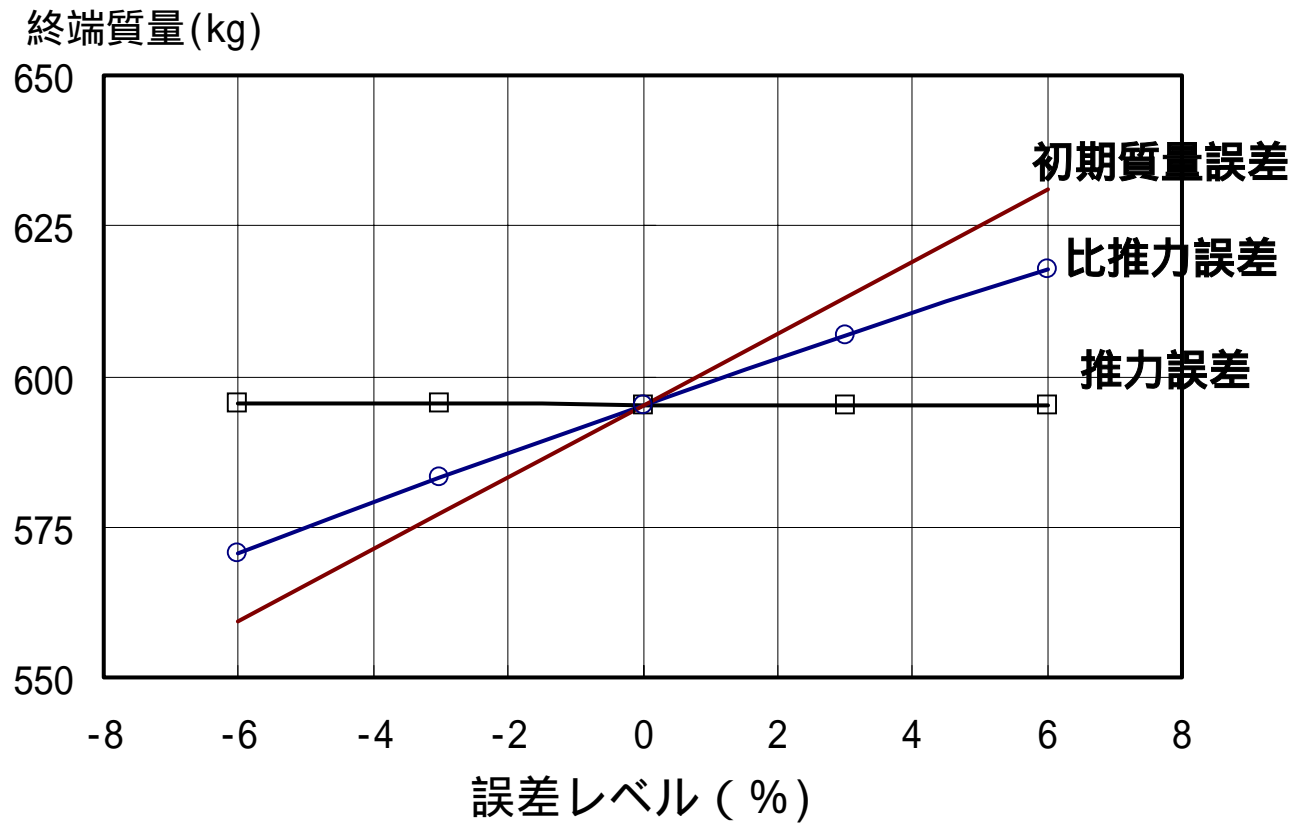
終端質量(kg) ,  $V$  (m/s)



## 4 . 最適誘導

### ( 3 ) 動力降下フェーズの誤差特性

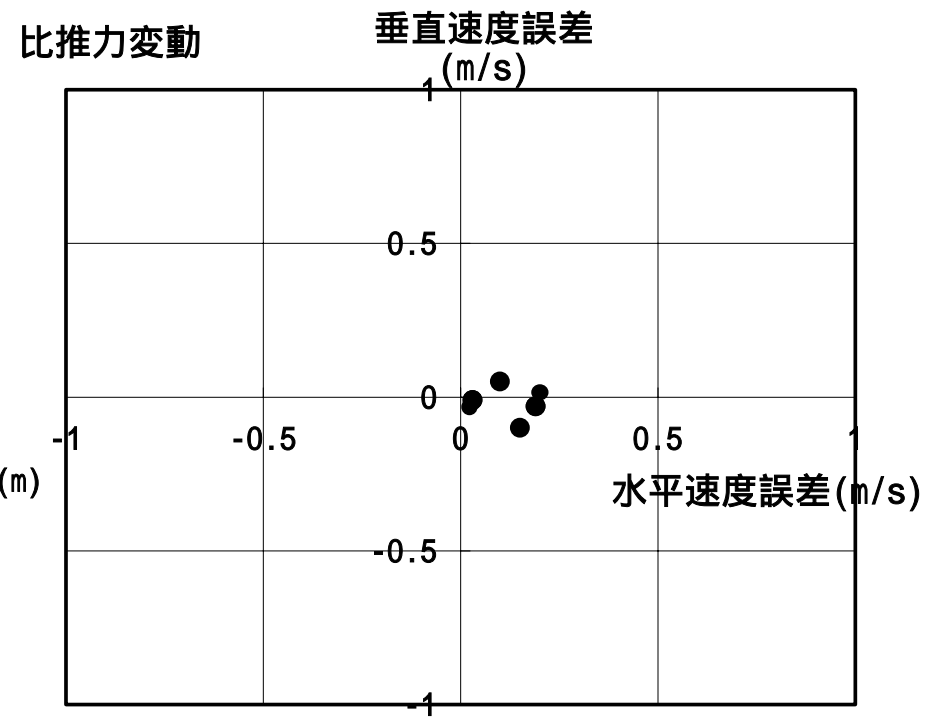
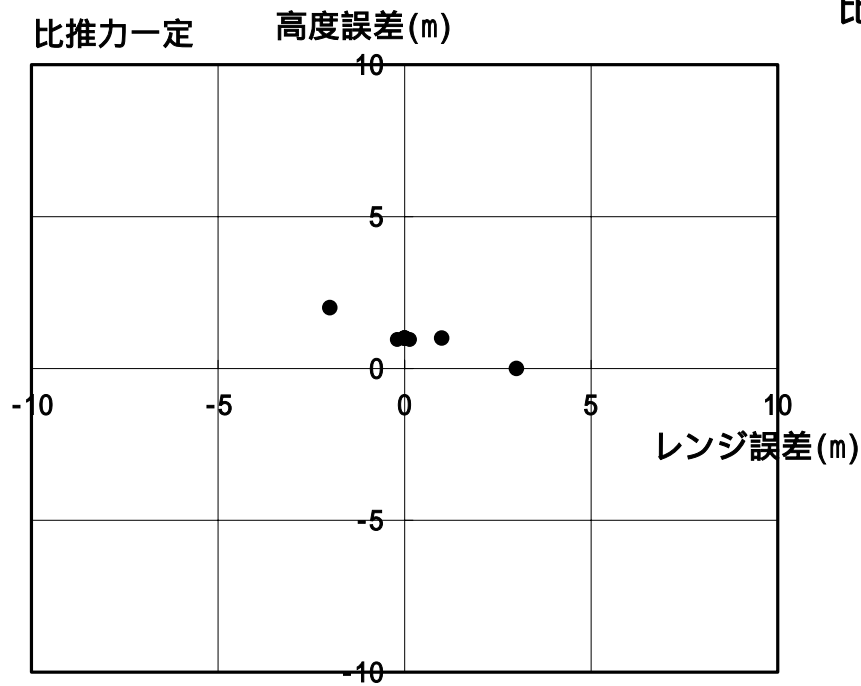
比推力一定(  $\gamma_1 = 1$  )の場合の終端質量



## 4 . 最適誘導

### ( 3 ) 動力降下フェーズの誤差特性

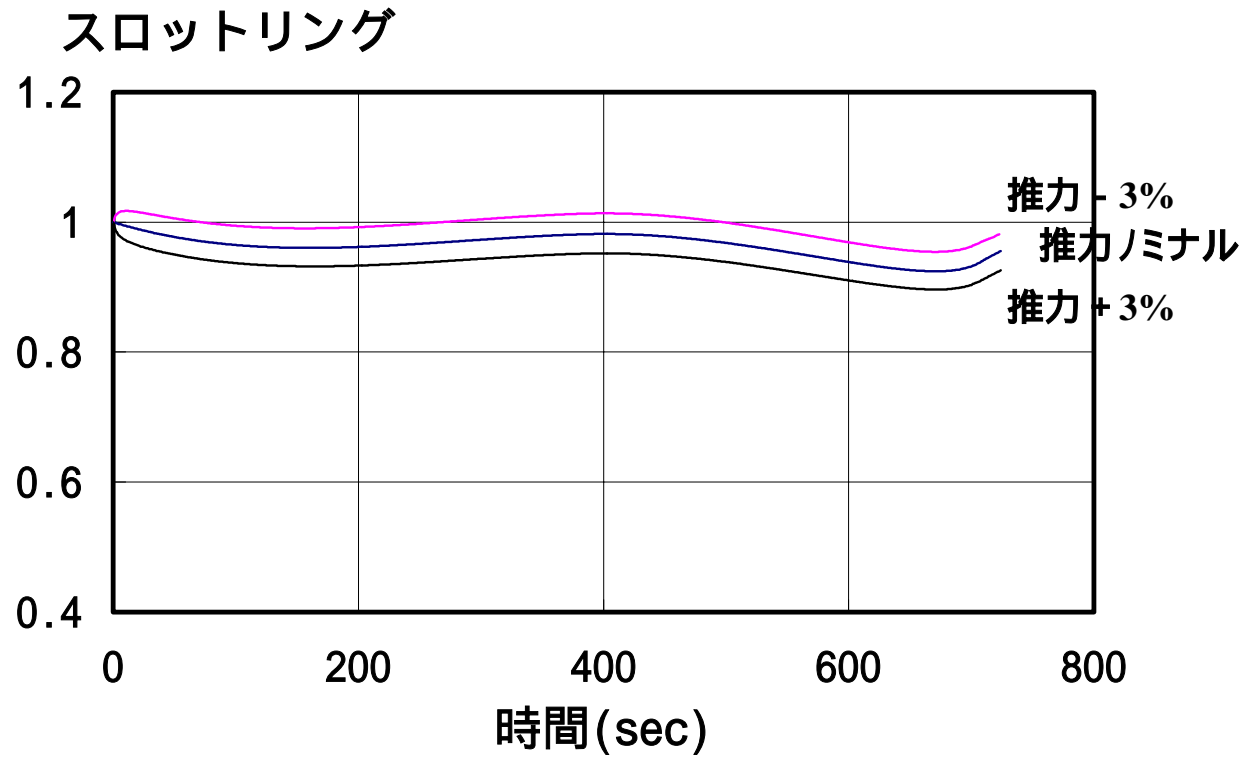
比推力一定(  $\gamma_1 = 1$  )の場合の目標点誤差



## 4 . 最適誘導

### ( 3 ) 動力降下フェーズの誤差特性

比推力一定(  $\gamma_1 = 1$  )の場合のスロットリング

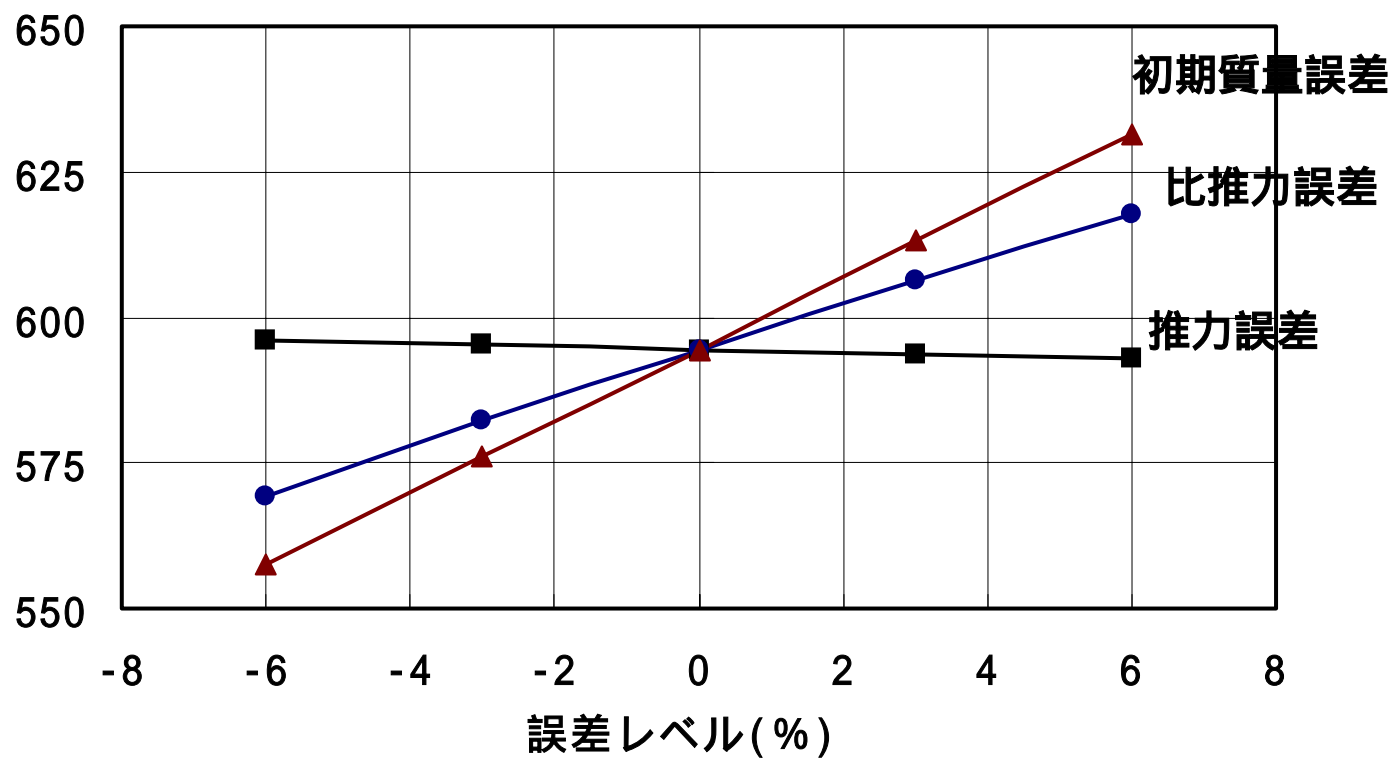


## 4 . 最適誘導

### ( 4 ) 動力降下フェーズの誤差特性

比推力変化を考慮( $\gamma_1 = 1.05$ )する場合の終端質量

終端質量(kg)

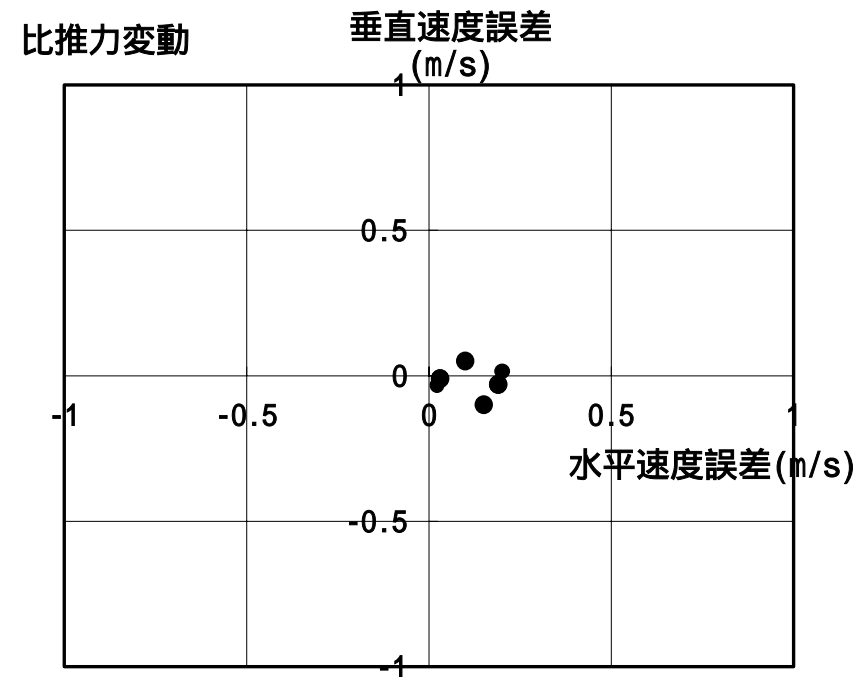
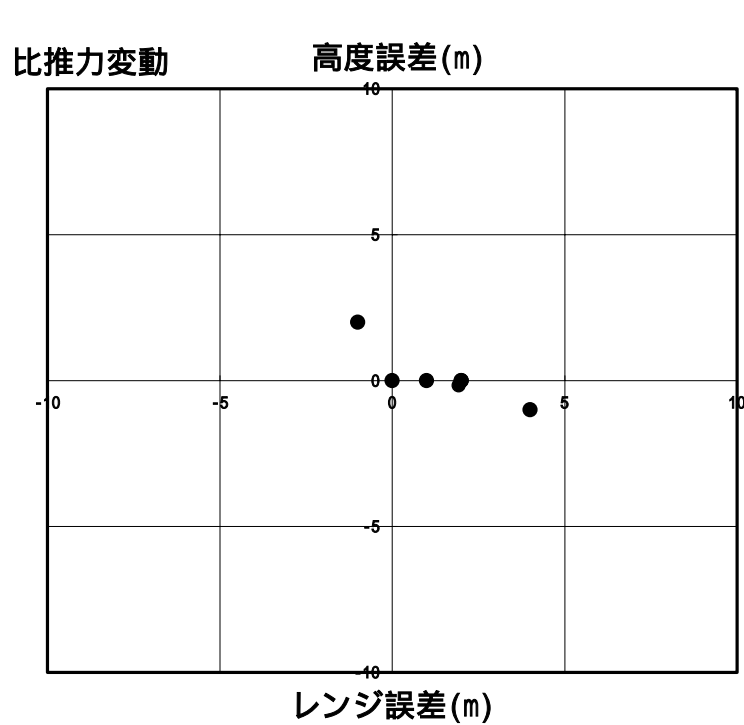




## 4 . 最適誘導

### ( 4 ) 動力降下フェーズの誤差特性

比推力変化を考慮(  $\gamma_1 = 1.05$  )する場合の目標点誤差



## 5 . 今後の課題

- ・ 月面相対航法の誤差を考慮した誘導性能の検討
- ・ 推力可変エンジン特性を考慮した誘導性能の検討
- ・ 目標点上空から着陸点までの着陸誘導方式の検討  
及び障害物回避に係わる誘導能力の検討