

宇宙工学シリーズ 3

---

# 人工衛星と宇宙探査機(増補)

博士(工学) 木田 隆

工学博士 小松 敬治 共著

工学博士 川口淳一郎

コロナ社

---

---

## 宇宙工学シリーズ 編集委員会

編集委員長 高野 忠（宇宙航空研究開発機構）

編集委員 狼 嘉彰（慶應義塾大学）

（五十音順）木田 隆（電気通信大学）

柴藤 羊二（元 宇宙航空研究開発機構）

---

---

（2006年10月現在）

## 刊行のことは

宇宙時代といわれてから久しい。ツィオルコフスキーやゴダードのロケットから始まり、最初の人工衛星スプートニクからでも40年以上の年が経っている。現在では年に約100基の人工衛星用大形ロケットが打ち上げられ、軌道上には1600個の衛星が種々のミッション（目的）のために飛び回っている。

運搬手段（ロケット）が実用になって最初に行われたのは宇宙研究であるが、その後衛星通信やリモートセンシングなどの宇宙ビジネスが現れた。当初は最小限の設備を宇宙まで運ぶのがやっとという状態であったが、現在では人工衛星の大形化が進められ、あるいは小形機が頻繁に打ち上げられるようになった。またスペースシャトルや宇宙基地により、有人長期ミッションが可能になっている。さらに最近では、国際協力のもとに宇宙基地建設が進められるとともに、宇宙旅行や他天体の資源開発が現実の話題に上りつつある。これを可能にするためには、新しい再使用型の宇宙輸送機が必要である。またそれとともに宇宙に関する法律や保険の整備も必要となり、にわかに宇宙関係の活動領域が広まってくる。本当の宇宙時代は、これから始まるのかもしれない。

このような宇宙活動を可能にするためには、宇宙システムを作らなければならない。宇宙システムは「システムの中のシステム」といえるくらい、複雑かつ最適化が厳しく追求される。実に多くの基本技術から成り立ち、それを遂行するチームは、航空宇宙工学、電子工学、材料工学などの出身者が集まって構成される。特にミッション計画者や衛星設計者は、これらの基本技術のすべてに見識をもっている必要があるといっても過言ではない。また宇宙活動の技術分野からいえば、ロケット、人工衛星、宇宙基地あるいは宇宙計測・航法のような基盤技術と、衛星通信やリモートセンシング、無重力利用などのような応用分野とに分けることもできる。この宇宙システムを利用するためにも、幅広

## ii 刊 行 の こ と ば

い知識・技術が必要となる。

本「宇宙工学シリーズ」は、このような幅広い宇宙の基本技術を各分冊に分けて網羅しようというものである。しかも各分野の最前線で活躍している専門家により、執筆されている。これまでわが国では、個々の技術書・解説書は多く書かれているが、このように技術・理論の観点から宇宙工学全体を記述する企画はいまだない。さらに言えば世界的にも前例がほとんど見当たらない。

これから、ロケットや人工衛星を作って宇宙に飛ばしたい人、それらを使って通信やリモートセンシングなどを行いたい人、宇宙そのものを研究したい人、あるいは宇宙に行きたい人など、おのおのの立場で各分冊を見ていただきたい。そして、そのような意欲的な学生や専門技術者、システム設計者の方々の役に立つことを願っている。

2000年7月

編集委員長 高野 忠

# ま え が き

宇宙開発は 20 世紀の初頭にパイオニア的な科学者たちのグループによって始められて以来、1 世紀の間に目をみはるような発展を遂げた。今日では地球を周回する人工衛星が放送・通信・気象予報・地球観測など日常の生活に不可欠なものとなっている。また月・惑星への探査機が多くの新しい科学情報をもたらし、宇宙ステーションが軌道に建設されるなどその話題は枚挙に暇がない。

本書は宇宙開発の重要な要素である人工衛星と宇宙探査機の設計・開発に関する工学の教科書として準備されたものである。ところが、人工衛星・宇宙探査機は多くの隣接する工学分野の知識が集積されている複雑なシステムであり、計画・設計・開発・試験・打上げ・運用の長期間にわたるさまざまなフェーズを通して実現されるものである。そのため限られた紙数の中ですべてを網羅的に概説すると内容が浅くなり効果的ではなくなる。また専門家向けに単一の分野だけを扱うものでは広い実用性の要求には応えられない。

そこで本書はつぎのように構成することにした。まず 1 章で軌道や打上げロケットについての基礎的な知識をわかりやすい例題とともに示す。2 章でシステム設計について述べ、衛星・探査機を構成するサブシステムを概観する。そして 3 章、4 章および 5 章では主要なサブシステム技術である構造設計・軌道計画・姿勢制御の 3 分野に論点を絞って詳細に議論する。この三つの章では基礎原理からいねいに説き起こしてその論理的な積み上げの上に現状の技術を理解できるように努めたこと、そしてそれを発展させて類書にはない新しい技術と理論について紹介していることが特徴である。

特に、有限要素法、部分構造法による衛星の構造解析、衛星コンステレーション軌道、惑星間飛行の計算法、GPS による軌道および姿勢決定、衛星の安

定性と制御系設計法などについて従来扱われていなかった実用性の高い先端的な事柄を詳細に解説した。これらは学部学生・大学院生ばかりでなく宇宙開発に携わる技術者にも役立つであろうと考えている。また主要な問題については例題を設け、それらを解くために用いた計算機CADソフト (MATLAB<sup>†</sup>) のソースコードを巻末に掲載して理解を助けるとともに、実際の問題にも適用できるように配慮した。

本書は3人の共同で執筆された。それぞれの章の執筆担当は1章 (小松・木田), 2章および3章 (小松), 4章 (川口), 5章 (木田) である。出版が実現するまでには多くの方々のおかげをいただいた。末筆ながら心より感謝したい。もし内容についてご注意, ご意見などを賜ることができれば筆者らの望外の幸せである。

2001年8月

著 者

## 増補にあたって

人工衛星の構造強度に関して, 前版までは有限要素法による解析についても記述した。今回の増補では, 新たに6章を設けて, 衛星のサブシステムや搭載機器に課せられるロケット打上げ時の耐環境性のための検証試験について説明を加えた。この加筆が, 構造設計の関係者だけでなく, 多くのミッション搭載機器の開発担当者にも有用であることを期待している。執筆は小松が担当した。このたびの増補の出版に際しては, コロナ社はじめ多くの方々にお世話になった。心よりお礼申し上げる。

2022年9月

著 者

---

<sup>†</sup> MATLAB は The Mathworks, Inc.社の登録商標である。

# 目 次

## 1. 衛星と宇宙探査機の概要

1.1 宇宙機	1
1.2 宇宙機の軌道	1
1.3 打上げ	7
1.4 衛星の構成	10
1.5 衛星と探査機の実例	12

## 2. 衛星と宇宙探査機システムの設計

2.1 構造サブシステム	14
2.1.1 構造設計の概要	14
2.1.2 衛星にかかる荷重	15
2.1.3 構 体	19
2.1.4 材 料	20
2.1.5 寸法の決定	24
2.1.6 展開構造物	25
2.2 電源系サブシステム	26
2.2.1 電 池	28
2.2.2 食の計算法	29
2.2.3 太陽電池	33
2.2.4 燃料電池	35
2.3 熱制御系サブシステム	35

2.3.1 熱 放 射 .....	37
2.3.2 放射による熱移動 .....	39
2.3.3 熱伝導による熱移動 .....	49
2.3.4 対 流 .....	50
2.3.5 ヒータとクーラ .....	50
2.3.6 衛星の熱制御例 .....	51
2.4 推進系サブシステム .....	52

### 3. 衛星の構造解析

3.1 モード解析 .....	55
3.2 有限要素法プログラム .....	59
3.3 有効モード質量 .....	64
3.4 部分構造法 .....	68
3.5 衛星のダイナミックモデル .....	75

### 4. 軌道計画の決定とその運用

4.1 軌道運動の基礎 .....	82
4.1.1 二 体 問 題 .....	82
4.1.2 二体問題に関する力学的な性質 .....	84
4.1.3 ケプラー6要素(軌道要素) .....	86
4.1.4 ケプラー方程式 .....	88
4.1.5 カルテシアン要素からケプラー要素へ .....	88
4.1.6 ケプラー要素からカルテシアン要素を求める .....	89
4.1.7 軌 道 移 行 .....	95
4.1.8 ヒル方程式(円軌道上でのランデブー) .....	97
4.2 衛星コンステレーション .....	102
4.2.1 開 発 の 歴 史 .....	102



4.2.2	コンステレーションの軌道設計	103
4.2.3	航法精度評価	112
4.2.4	最近のコンステレーション検討方向	116
4.3	惑星間飛行の計算法	117
4.3.1	ランベルトの定理	117
4.3.2	ランベルト問題の具体的な解法	123
4.3.3	地球出発時の幾何学的関係と出発双曲線軌道, パーキング軌道の 計算法	124
4.3.4	脱出軌道投入時のケプラー 6 要素計算法	128
4.3.5	目標惑星到着時の軌道関係式	129
4.3.6	スイングバイ	131
4.4	軌道決定	139
4.4.1	軌道誤差 (変分) の伝搬	140
4.4.2	条件付き確率 (期待値)	142
4.4.3	確率過程とカルマンフィルタ	145
4.4.4	推定共分散の最小化とカルマンフィルタ	146
4.4.5	最小 2 乗推定とバッチシーケンシャル法	148
4.4.6	電波による観測情報—距離と距離変化率	150
4.4.7	1 パス内の距離, 距離変化率計測による軌道推定の精度	153
4.4.8	軌道決定誤差の解析的評価	156

## 5. 人工衛星の姿勢制御

5.1	姿勢運動の基礎	163
5.1.1	姿勢の表現	163
5.1.2	キネマティックス	171
5.1.3	ダイナミックス	177
5.2	外乱トルク	184
5.3	姿勢の安定化	189
5.3.1	スピン衛星	189

5.3.2 重力安定化衛星	195
5.4 姿勢決定	199
5.4.1 光学センサ	199
5.4.2 慣性センサ	202
5.4.3 姿勢決定アルゴリズム	205
5.5 姿勢の制御	211
5.5.1 制御系の構成	211
5.5.2 ホイールによる制御	211
5.5.3 CMGによる制御	218
5.5.4 ガスジェットによる制御	221

## 6. 搭載機器の環境耐性と試験による検証

6.1 衛星の開発計画と試験モデル	226
6.2 荷重の設定	228
6.3 衛星に課せられる構造試験	230
6.4 正弦波振動試験	231
6.4.1 正弦波振動試験の条件	231
6.4.2 結合解析による加速度荷重の決定	233
6.4.3 剛性条件の緩和	234
6.5 音響荷重	235
6.6 衝撃荷重	236

付 録	239
略 語 集	265
参 考 文 献	266
索 引	272

# 1

## 衛星と宇宙探査機の概要

本章では後の章への導入のために、例題とともに人工衛星と宇宙探査機の構成・打上げ・軌道について概要を述べる。

### 1.1 宇宙機

宇宙空間を飛行する人工物体を宇宙機（スペースクラフト，spacecraft）という。狭義には人工衛星と月・惑星探査機，有人飛行体を意味する。広義にはロケットとスペースシャトルの打上げ機（launch vehicle）も含める。ここで宇宙空間とは普通空気のおとんどなくなる 100 km 高度以上の空間をいう。

人工衛星（artificial satellite）は地球のまわりを周回する物体であり、これまでに 5 000 個あまりの人工衛星が打ち上げられてきた。そのうち 3 000 個が旧ソ連，1 500 個が米国，そして 80 個が日本の衛星である。探査機は地球を周回せず，地球の重力圏を離れて月または惑星の科学探査をすることが目的であり，これまでに約 80 個が打ち上げられている。衛星の寿命は長くて 10 年，短くて 1～2 年であり，現在毎年 200 個程度の衛星が打ち上げられている。

### 1.2 宇宙機の軌道

衛星の計画においては，まず衛星のミッション（目的）にそって軌道が設定される。地球を周回する衛星の最も高い軌道は高度 36 000 km の静止軌道で

## 2 1. 衛星と宇宙探査機の概要

ある。通信衛星や放送衛星などの地上から見て静止していなければならない衛星は赤道上の静止軌道になければならない。静止軌道上には電波の干渉を避けるため2度おき程度にしか衛星を打ち上げられないので、最大でも全周で180個程度の衛星しか存在できない。静止衛星のつぎに高い軌道を利用する衛星としてGPS (global positioning system) 衛星がある。これは高度20 000 kmの軌道を利用している。

一方、地球の観測を目的とする衛星は低い高度の軌道に乗せて地球を近くから観測する必要がある。低軌道衛星は薄い大気で減速されて地球に落下しやすい。それを防ぐために搭載燃料の消費が多くなることや、軌道周期が数時間のため充放電の繰返しによる電源系統の劣化が激しいことなどのために寿命は数年と短い傾向にある。しかし最近では、静止高度では通信に時間遅れがある(直線距離でも $36\,000\text{ km} \times \text{往復}2 \div \text{光速}300\,000\text{ km/s} = 0.2\text{ 秒}$ 以上、実際は3個の静止衛星で地球上の地点を結ぶ)ため、低軌道が実時間の通信用途に使われるようになってきている。例えば、イリジウムのように780 kmの低高度の円軌道に66個の衛星を上げてつねにどれかの衛星が頭上にくる通信システムも実用になってきている。軌道をさらに高度500 kmに下げた低軌道は、宇宙ステーションのような有人宇宙機で利用されている。また宇宙探査機は地球重力から脱出して月・惑星へ飛行するものである。

つぎに人工衛星の軌道運動の概略を述べよう。そのために簡単な例で軌道高度と衛星の飛行速度の関係を求めてみよう。

**【例題 1.1】** 高度  $H$  が 200 km の円軌道での衛星の速度  $v$  と周期  $T$  を求めよ。

(解答) 衛星はその遠心力と地球との重力で釣り合っている。地球の半径を  $R = 6\,378\text{ km}$ 、質量を  $M = 5.974 \times 10^{24}\text{ kg}$ 、万有引力定数を  $G = 6.673 \times 10^{-20}\text{ km}^3/(\text{kg}\cdot\text{s}^2)$ 、衛星の質量を  $m$ 、軌道高度を  $H$  とすると、釣合いの式は

$$\frac{mMG}{(R+H)^2} = m \frac{v^2}{R+H}$$

であるので、衛星の速度  $v$  と軌道周期  $T$  は

$$v = \sqrt{\frac{MG}{R+H}} = \sqrt{\frac{3.9865 \times 10^5}{6378+200}} = 7.78 \text{ km/s}$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{v}(R+H) = 5309 \text{ s} = 88 \text{ min}$$

と計算できる。ここに  $\omega$  は角速度である。□

低い高度の衛星はロケットにより直接軌道に投入されるが、中高度以上の軌道に衛星を投入する場合には図 1.1 に示すような打上げ法を使う。まず 1 段ロケットで高度 100 km から 200 km 程度の低高度軌道に投入し、そこから 2 段ロケットにより楕円軌道に移す。楕円の遠地点（アポジ点, apogee）において、例えば高度 36 000 km の進行方向に増速するように衛星のアポジモータを点火して静止軌道に投入する。このような二つの円軌道の近地点（ペリジ点, perigee）と遠地点を通る楕円軌道をホーマン遷移軌道（Hohmann transfer orbit）と呼び、エネルギー最小の軌道投入法であることが知られている。ただし、これは最短時間の軌道ではない。小さいほうの円軌道を待機軌道（parking orbit）という。

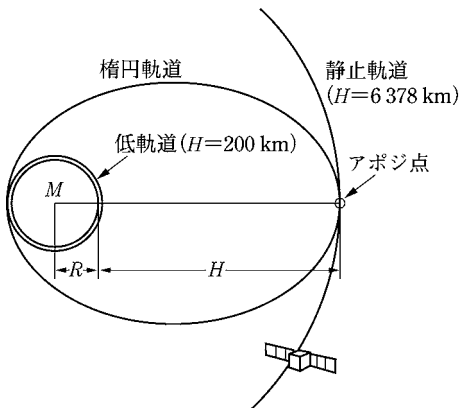


図 1.1 地球と静止軌道

**【例題 1.2】** 静止軌道の高度  $H$  を求める問題を考えよ。

(解答) 周期  $T$  を地球の自転周期の 24 (厳密には 23.934 4) 時間とすると、必要速度  $v$  について解いて

$$v = \frac{2\pi(R+H)}{T} = \sqrt{\frac{MG}{R+H}}$$

4 1. 衛星と宇宙探査機の概要

$$(R + H)^3 = \frac{MGT^2}{4\pi^2} = \frac{3.9865 \times 10^5 \times (23.9344 \times 3600)^2}{4\pi^2} = 42166^3$$

$$H = 42166 - 6378 = 35788 \text{ km}$$

これが静止高度である。また、このときの衛星の飛行速度は次式となる。

$$v = \sqrt{\frac{3.9865 \times 10^5}{42166}} = 3.07 \text{ km/s} \quad \square$$

つぎに軌道面にある衛星の運動を考えてみよう<sup>(1)†</sup>。そのために地球中心を原点にした図 1.2 のような極座標系  $(r, \theta)$  を考える。 $r$  方向と  $\theta$  方向の単

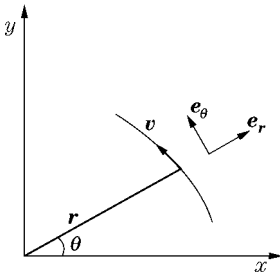


図 1.2 極座標系での運動

位ベクトルをそれぞれ  $e_r, e_\theta$  としてまず速度  $v$  を求める。ドットで時間  $t$  に関しての微分を表すと

$$v = \frac{dr}{dt} = \frac{d}{dt}(r e_r) = \dot{r} e_r + r \frac{de_r}{dt}$$

ここに

$$\frac{de_r}{dt} = \dot{\theta} e_\theta, \quad \frac{de_\theta}{dt} = -\dot{\theta} e_r$$

であることを考慮すれば、加速度  $a$  は

$$a = \frac{dv}{dt} = (\ddot{r} - r\dot{\theta}^2) e_r + (2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta}) e_\theta$$

となる。衛星には引力が作用するので、つぎの運動方程式が得られる。

$$ma = -\frac{mMG}{r^2} e_r$$

この式を半径方向  $e_r$  と角度方向  $e_\theta$  について表現すると

$$\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 = -\frac{\mu}{r^2} \tag{1.1}$$

$$r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta} = 0 \tag{1.2}$$

となる。ここで  $\mu = MG$  とした。これより、つぎの二つの保存則を導くことができる。まず、式(1.2)は次式と等価である。

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dt}(r^2\dot{\theta}) = 0$$

したがって、角運動量保存則

† 肩付数字は巻末の参考文献番号を示す。

$$r^2\dot{\theta} = h \quad (1.3)$$

を得る。ただし、 $h$ は衛星が持つ単位質量当りの角運動量である。つぎに式(1.3)より  $\dot{\theta} = h/r^2$  を式(1.1)に代入すると

$$\dot{r} \frac{d\dot{r}}{dr} - \frac{h^2}{r^3} = -\frac{\mu}{r^2}$$

が得られ、これを  $r$  について積分すると

$$\frac{\dot{r}^2}{2} + \frac{h^2}{2r^2} = \frac{\mu}{r} + E \quad (1.4)$$

人工衛星の速度  $v$  の平方が

$$v^2 = \dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2 = \dot{r}^2 + \frac{h^2}{r^2}$$

であることから、式(1.4)は

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = E \quad (1.5)$$

となる。左辺の二つの項は、それぞれ、人工衛星の単位質量当りの運動エネルギーとポテンシャルエネルギーであり、式(1.5)は力学系のエネルギー保存則として知られている。

さて、つぎに衛星の軌道の形状を求めてみよう。そのために、式(1.1)、(1.2)から独立変数  $t$  を消去する。まず

$$\dot{r} = \frac{dr}{d\theta} \dot{\theta} = \frac{h}{r^2} \frac{dr}{d\theta} = -h \frac{d}{d\theta} \left( \frac{1}{r} \right)$$

に注意して、新たな変数  $u = 1/r$  を定義する<sup>(2)</sup>。

$$\dot{r} = -h \frac{du}{d\theta}$$

$$\ddot{r} = -h \frac{d^2u}{d\theta^2} \dot{\theta} = -h^2 u^2 \frac{d^2u}{d\theta^2}$$

これより、式(1.1)は

$$\frac{d^2u}{d\theta^2} + u = \frac{\mu}{h^2}$$

となり、つぎの一般解が得られる。

$$u = \frac{\mu}{h^2} + C \cos(\theta - \theta_0) \quad (1.6)$$

式(1.6)の二つの未知定数のうち、近地点 ( $u$  が最大) を偏角の基準とすれば  $\theta_0 = 0$  となる。つぎに、式(1.5)の  $v$  を  $u$  で表現すると

# 索引

## 【あ】

アウトガス	23
アナログ太陽センサ	200
アポジ点	3
アポジモータ	52
アルベド	36, 202
アルミ蒸着カプトン	46
安全係数	229
安全余裕	24, 229
安全率	229
アンローディング	53, 224

## 【い】

イオンエンジン	52
一次構造	19
一次電池	28
位置的 DOP	112
イリジウム	2
インフレータブル構造	26

## 【う】

受入試験	227
打上げ機	1
宇宙機	1

## 【え】

衛星コンステレーション	102
エジトラッカ型地球 センサ	202
エンジニアリングモデル	226
円錐運動	182
遠地点	3

## 【お】

オイラー角	166
オイラーの方程式	179
オイラーパラメータ	176
オメガパターン	105

## 【か】

ガウス分布	143
角運動量	178
角速度ベクトル	172
確率密度関数	143
火工品	236
ガス加圧式	53
ガスジェットシステム	52
ガスジェット装置	221
カップリングベクトル	78
ガリウムヒ素	33
カルテシアン要素	88
カルマンフィルタ	145
慣性座標系	168
慣性主軸座標系	179
慣性テンソル	76
慣性モーメント	179

## 【き】

幾何剛性行列	75
幾何的 DOP	112
機体座標系	170
軌道傾斜角	170
軌道座標系	170
軌道面座標系	168
軌道要素	86
擬似距離	112

## 擬似微分モジュレータ

	224
キネマティックス	171
基本設計	227
吸収率	38
共重心点	84
共分散	143
——の伝搬則	148
鏡面精度	26
行列ノルム	143
行列表現	164
距離	140
距離変化率	140
銀蒸着テフロン	46
近地点	3, 168
近地点引数	170
近点引数	89

## 【く】

空力トルク	184
クオータニオン	176
グリニッジ平均恒星時	94
クリアランス解析	25

## 【け】

形態係数	39
傾斜角	87
結合解析	233
ケプラー方程式	88
ケプラー要素	88
ケプラー 6 要素	86
原子状酸素	47

## 【こ】

更新ルール	148
-------	-----



構造減衰係数	57
構 体	19
剛性条件	232
剛体モード	65
降伏荷重	24, 229
黒 体	38
コーティング	46
固有振動特性	56
コンステレーション	102
コントロールモーメント	
ジャイロ	218

## 【さ】

最小2乗推定	148
最適レギュレータ	217
最尤推定値	144
座 屈	21
座屈解析	75
作動温度範囲	35
サーマルシールド	39
3インパルス移行	96
サンドイッチ構造	19

## 【し】

シグマパターン	105
指向精度	26
シフティング	58
ジャイロコンパス	207
シャッタ	47
シャント回路	34
終局荷重	24, 229
集中質量行列	60
重力安定化	195
重力傾度トルク	185
春分点	89
衝撃応答スペクトル	236
条件付き確率	142, 143
昇交点経度	87
昇交点赤経	170
詳細設計	227

状態推定器	217
衝突パラメータ	129
食	29
シリコン電池	34
真近点離角	87, 170
人工衛星	1
振動加速度	16

## 【す】

スイングバイ	131
スキャン型地球センサ	
	201
進み補償	216
ステファン-ボルツマン	
の式	38
スピン運動	192
スピン衛星	189
スピン速度	181
スペースクラフト	1
スラスタ	53
スロッシング	54

## 【せ, そ】

正規化	65
制限荷重	24, 228
整合質量行列	60
静止軌道	2
静的加速度	15
静的縮約	70
精度劣化指標	103, 112
赤 緯	150
赤外放射率	38
積分ジャイロ	204
設計荷重	228
設計係数	229
ゼロモーメントム衛星	
	215
ゾーン覆域	104

## 【た】

第1宇宙速度	7
待機軌道	3
第2宇宙速度	7
太陽光の吸収率	38
太陽光放射	142
太陽センサ	200
太陽電池	33
太陽電池パドル	34
太陽輻射圧トルク	186
多層インシュレーション	
	47

ターボポンプ式	53
弾性モード	65
断 熱	36
断熱ブランケット	47

## 【ち】

地球センサ	201
地磁気トルク	187
チューンドドライ	
ジャイロ	204
直交性	65

## 【て】

デジタル太陽センサ	
	200
デブラ・デルプの安定	
領域	197
デブリ	26
デルタパターン	105
展開衝撃	236
伝導パッド	49

## 【と】

凍結軌道	116
特異点	219, 221
ドップラー周波数偏移	
	140

トラス構造 25

## 【な】

南 中 150

## 【に】

2 インパルス移行 96

二次鏡面 46

二次構造 19

2次推進システム 52

二次電池 28

二体問題 82

ニッケルカドミウム電池

28

ニッケル水素電池 28

ニューテーション運動

192

ニューテーション角 182

ニューテーションダンパ

194

認定試験 227

## 【ね】

熱グリース 49

熱・構造モデル 228

熱膨張 23

燃料電池 35

## 【の】

ノッチング 234

## 【は】

バイアスモーメントム

衛星 212

灰色体 38

パーキング軌道 124

バッチシーケンシャル法

142

パッチドコニックス 121

パラメトリゼーション  
166

パルス幅周波数モジュ

レータ 224

パルス幅モジュレータ

223

パルスモジュレータ 222

パワードシングバイ

132

半長軸径 88

半直弦 87

## 【ひ】

比強度 20

飛行径路角 90

比剛性 20

ひずみ対称行列 77, 165

比弾性 20

ヒートパイプ 49

表面張力型 54

ヒルの方程式 97, 99

比例減衰 58

## 【ふ】

フィードバック制御 211

覆域の幅 107

不動点 83

フライトアジマス 125

フライトモデル 227

プラズマエンジン 52

プリブレグ 21

ブレードボードモデル

226

プロトタイプモデル 227

プロトフライト試験 227

プロトフライトモデル

227

分流回路 34

## 【へ】

平均運動 87

平均近点離角 87

ベイズの定理 143

ベクトル配列 164

ペリジ点 3

## 【ほ】

ポアソンのキネマティック

ス方程式 173

方向余弦行列 165

放射伝熱 37

放射フィン 47

放射率 38

放電深度 28

放熱器 37

ポゴ 16

ホーマン移行 95

ホーマン遷移軌道 3

## 【み】

ミッションパネル 235

## 【め, も】

メコ 15

モーダルサーベイ 231

モーダルパラメータ 57

モーダルモデル 57

モード解析 56

モード減衰 57

モード減衰比 57

モード剛性 57

モード合成法 68

モード座標系 56

モード質量 57

モード質量法 57

モーメントムホイール

53, 212

モーメント管理  
メント 221

**【ゆ】**

有効質量比 65  
有効モード質量 18, 64

**【よ】**

予備設計 227

**【ら】**

ライブレーション 197

ライブレーションダンパ 199

ラグランジュの安定領域 197

ラジオアイソトープ電池 27

ラジエータ 37

ラーメン構造 25

ランベルトの定理 117

**【り】**

リアクションホイール 53, 212

力学的エネルギーの保存則 85

リコンディショニング 29

離心近点角 88

離心率 87

リッカチ方程式 153

**【る】**

ルーバ 47

**【れ】**

レイリー減衰 58

レートジャイロ 203

**【A】**

AT 227

**【B】**

B-平面 129

BBM 226

**【C】**

CFRP 20

CMG 218

Graig-Bampton の方法 68

CVCM 23

**【D】**

DOD 28

DOP 103

DRM 224

**【E】**

ELLIPSO 102

EM 227

**【F】**

FEM 59

FM 227

**【G】**

GDOP 112

Guyan's reduction 70

GLOBALSTAR 102

GLONASS 102

GMST 94

GPS 102

GPS 衛星 2

**【I】**

IRIDIUM 102

**【K】**

Kelvin・Tait・Chetaev  
の定理 198

**【L】**

Likins の方法 75

**【M】**

MATLAB 59

MECO 15

MLI 47

M. S. 24

MW 212

**【O】**

O-C 152

ORBCOM 102

OSR 46

**【P】**

PD 制御 214

PDOP 112

PFM 227

PM 227

POGO 16

PWM 223

PWPFM 224

**【Q】**

Q 値 58

QT 227

**[R]**

RCS 221  
 Riderの極軌道コンステ  
 レーション 107  
 RTG 28  
 RW 212

**[S]**

SKYBRIDGE 102  
 SOC 103  
 SRS 236  
 STM 228

**[T]**

TDG 204

TML 23

**[w]**

Walker コンステレー  
 ション 102, 103

---

+ R (- R) bar 接近 99

+ V (- V) bar 接近 99

木田 隆 (きだ たかし)  
1973年 東京大学工学部計数工学科卒業  
1973年 航空宇宙技術研究所勤務  
1994年 博士(工学)(東京大学)  
1996年 電気通信大学教授  
2015年 電気通信大学名誉教授

小松 敬治 (こまつ けいじ)  
1972年 東京大学工学部航空学科卒業  
1972年 航空宇宙技術研究所勤務  
1983年 工学博士(東京大学)  
2003年 宇宙航空研究開発機構教授  
2010年 東京大学大学院教授(兼務)  
2015年 宇宙航空研究開発機構名誉教授

川口 淳一郎 (かわぐち じゅんいちろう)  
1978年 京都大学工学部機械工学科卒業  
1983年 東京大学大学院工学系研究科博士課程修了  
(航空学専攻), 工学博士  
1983年 宇宙科学研究所勤務  
2000年 宇宙科学研究所教授  
2003年 宇宙航空研究開発機構教授  
2011年 宇宙航空研究開発機構シニアフェロー  
2021年 東北大学大学院特任教授  
2021年 宇宙航空研究開発機構名誉教授  
2022年 オーストラリア国立大学教授  
現在に至る

## 人工衛星と宇宙探査機 (増補)

Spacecraft Design Technology (Enlarged Edition)

© Kida, Komatsu, Kawaguchi 2001, 2022

2001年 9月 28日 初版第1刷発行  
2022年 11月 30日 初版第6刷発行 (増補)

検印省略

著 者 木 田 隆  
小 松 敬 治  
川 口 淳 一 郎  
発 行 者 株式会社 コロナ社  
代 表 者 牛 来 真 也  
印 刷 所 壮 光 舎 印 刷 株 式 会 社  
製 本 所 牧 製 本 印 刷 株 式 会 社

112-0011 東京都文京区千石4-46-10

発 行 所 株式会社 コロナ社

CORONA PUBLISHING CO., LTD.

Tokyo Japan

振替00140-8-14844・電話(03)3941-3131(代)

ホームページ <https://www.coronasha.co.jp>

ISBN 978-4-339-01231-6 C3353 Printed in Japan

(新井)



< 出版者著作権管理機構 委託出版物 >

本書の無断複製は著作権法上の例外を除き禁じられています。複製される場合は、そのつど事前に、出版者著作権管理機構(電話 03-5244-5088, FAX 03-5244-5089, e-mail: info@jcopy.or.jp)の許諾を得てください。

本書のコピー、スキャン、デジタル化等の無断複製・転載は著作権法上の例外を除き禁じられています。購入者以外の第三者による本書の電子データ化及び電子書籍化は、いかなる場合も認めていません。落丁・乱丁はお取替えいたします。