

準天頂衛星ネットワークシステムの
軌道に関する研究

木村 和宏

電気通信大学大学院情報システム学研究科
博士（工学）の学位申請論文

2011 年 3 月

準天頂衛星ネットワークシステムの
軌道に関する研究

博士論文審査委員会

主査 長岡浩司 教授

委員 岡田和則 客員教授

委員 加藤聰彦 教授

委員 本多弘樹 教授

委員 小川朋宏 准教授

著作権所有者

木村和宏

2011

Research on Orbits of Quasi-zenith Satellite Network Systems

Kazuhiro Kimura

Abstract

Mobile satellite communication network systems have been developed and put to practical use. However, the network systems using geostationary satellites have a problem of signal blocking caused by buildings because of a low elevation angle. Low earth orbit satellite network systems which consist of many satellites are also proposed. However, the commercial services were abandoned because of high cost. As for the satellite navigation network system, the global positioning system has been put to full civilian use. However, it also has the building blocking problem.

To solve these problems, quasi-zenith satellite system (QZSS) is proposed, and the project to provide communications and navigation services using QZSS has been started in Japan. The QZSS network consists of three satellites deployed into inclined synchronous orbits.

In order to realize the system, the author established the method of optimizing the satellite constellation, satellite orbit maintenance technologies, and network operation technologies.

The first issue is the optimization of satellite constellation. After the orbital motion for circular orbit constellations is formulated, the equations for calculating the optimum orbital parameter are derived. The author also found optimum elliptical orbit constellations under several typical conditions.

The second issue is satellite orbit maintenance. It was believed that the constellation is impractical, because the required velocity increment for orbit maintenance is very large. The author found out that the velocity increment can be reduced by the trimming of the satellite orbital period and proper selection of the initial orbit. The method of orbit maintenance is optimized considering the total amount of velocity increment.

The third issue is satellite network operations. The author introduced indicators for the satellite crossing distance. The indicators can be easily calculated from the orbital elements of the crossing satellites, and it is useful for collision avoidance around the crossing point. Strategies for spare satellite deployment are also investigated.

The experimental satellite "Michibiki", which demonstrates satellite navigation technologies by QZSS, has been successfully launched in September 2010.

準天頂衛星ネットワークシステムの 軌道に関する研究

木村 和宏

概要

衛星を用いた移動体通信ネットワークシステムが、1990年代から実用化されてきたが、静止衛星を用いた場合には、例えば、東京からでは最大でも仰角 48 度にしかならず、都市部でビル等により電波が遮断されるブロッキングが問題となる。また、多数の低軌道衛星を用いたイリジウムのようなネットワークシステムが複数提案されたが、仰角の確保や衛星ダイバーシティの実現には多数の衛星が必要で、ネットワーク構成に高いコストがかかる問題がある。

衛星を用いた測位ネットワークシステムに関しても、GPS(Global Positioning System)の民生利用が浸透し、カーナビゲーションや測量等の用途に幅広く利用されるようになったが、ブロッキングにより、測位に必要な 4 機以上の衛星からの信号が受けられず、測位ができないことも多い。

これらの問題を解決する衛星ネットワークシステムとして、わが国の官民が連携し、準天頂衛星ネットワークシステムの開発が行われてきた。準天頂衛星ネットワークシステムは、日本付近で 8 時間高仰角が保たれる衛星 3 機でネットワークを構成し、順次、切り替え(ハンドオーバー)しながら天頂付近の衛星から移動体に通信・測位のサービスを行うものである。筆者は、準天頂衛星軌道の基礎研究を行うとともに、2003 年に準天頂衛星プロジェクトが開始されて以降は衛星システムの概念設計に参画し、衛星軌道に関する課題について研究を行った。

赤道に対して 45 度程度の傾斜角をもち、衛星が地球の自転と同じ周期で地球を周回する楕円軌道の傾斜同期軌道において、その軌道面と楕円の長軸方向を一定に保持するためには、静止軌道の軌道を保持する場合の 3 倍程度の制御量が必要になり、準天頂衛星ネットワークシステムは当初実用にならないと考え

られていた。そこで、本研究では、最初にこの衛星軌道保持制御量の問題について再検討を行い、準天頂衛星ネットワークシステムのミッション要求条件とネットワークの幾何学的配置を考慮して、衛星高度の調整で地球に対する相対的な軌道面を保つとともに、適切な初期軌道を選ぶことで、静止衛星と同程度以下の制御量で軌道保持ができることを明らかにした。このことにより、準天頂衛星ネットワークシステムの実現可能性が示され、計画の実現に向け大きく前進した。

本研究では、準天頂衛星ネットワークシステムの軌道に関する以下の三つの課題について検討を行った。

一番目の課題は、衛星の軌道配置の最適化である。円軌道の場合は、軌道運動が解析的に定式化できるため、軌道傾斜角の関数として運用最低仰角が最大となる緯度を計算するための数式を導出した。円軌道の場合でも、日本の主要部分で 70 度以上の仰角を常時確保できるものの、一般的には楕円軌道の方がいい仰角特性が得られる。このため、円軌道での検討で得られた知見を活用し、楕円軌道について、南北両半球へのサービスに適した軌道や、北半球限定で非常に高い仰角が得られる軌道配置、衛星間でのハンドオーバーが地上から見てほぼ同一位置で可能となる軌道パラメータを導出した。

二番目の課題は、衛星軌道保持制御量の最小化とそのための制御方法の確立である。楕円軌道の場合には、円軌道の場合と比較して、楕円の長軸方向を保持する制御も新たに必要になる。また、軌道上のどの位置でどの方向に加速制御するかによっても制御量が異なる。実際に衛星を制御する場合には、運用上の制約で制御ができない軌道上位置もある。これらの条件を考慮した上で、初期軌道投入パラメータなどさまざまな要因を含めて検討し、軌道保持制御方法の最適化により制御量の最小化を行った。この一般的な検討に加えて、実システムの概念設計段階で以下の検討を実施した。初めに、プロジェクトで候補となった複数の軌道案について比較評価を行った。次に、通信・測位の複合システムの要求条件に合わせ、通信ミッションに必要なハンドオーバー条件を維持しながら軌道制御による測位精度劣化を回避するために、軌道保持制御間隔を可能な限り延ばすことを検討した。最適な制御方法を導出することにより、40 日程度まで間隔を広げられることを示した。最後に、測位のためのミッションで仰

角条件を緩和した場合には、1年に1回程度の制御に減らせる可能性を示した。

三番目の課題は、衛星ネットワーク運用に関するものである。提案した同一位置ハンドオーバを実現する軌道の場合には、衛星衝突が起こりうる。安全に運用するための方法とそのための軌道変位量について検討し、衝突回避運用方法を確立した。さらに、ネットワークを構成する衛星が故障した場合に備えた予備衛星の配置方法や、予備衛星の軌道変更によるネットワーク構成復旧制御方法についてトレードオフ検討を行い、指針を導出した。

本研究により、準天頂衛星ネットワークの実現可能性を示し、軌道に起因する諸問題を解決するための指針を明確にした。このことにより、準天頂衛星プロジェクトが開始されることになった。2010年9月には、準天頂衛星システムの測位ミッション実証衛星である「みちびき」が打ち上げられた。

目次

第1章 はじめに	1
1. 1 研究の背景.....	1
1. 2 本論文の研究.....	2
1. 3 本論文の構成.....	5
第2章 準天頂衛星ネットワークシステム.....	7
2. 1 高仰角を実現する衛星ネットワークシステム.....	7
2. 2 準天頂衛星ネットワークシステムの軌道概念.....	9
2. 3 準天頂衛星ネットワークシステムの特徴.....	11
2. 4 準天頂衛星ネットワークシステムのネットワーク構成例.....	16
2. 5 準天頂衛星開発に至る経緯.....	18
2. 6 準天頂衛星開発計画の変遷.....	19
第3章 衛星の軌道	23
3. 1 軌道要素	23
3. 2 準天頂衛星の軌道を変化させる摂動力.....	29
3. 2. 1 地球の扁平による摂動.....	30
3. 2. 2 月・太陽の重力による摂動.....	32
3. 2. 3 その他の摂動の効果.....	34
3. 3 軌道の制御.....	36
第4章 準天頂衛星の軌道配置の最適化.....	39
4. 1 円軌道の軌道運動定式化.....	39
4. 2 円軌道の仰角特性最適化.....	44
4. 2. 1 円軌道の仰角特性概要.....	44
4. 2. 2 解析的手法による特定地点に対する最適パラメータ導出.....	47
4. 2. 3 広がりをもつエリアに対する最適化方法の検討.....	53
4. 2. 3. 1 時間限定運用の場合.....	53
4. 2. 3. 2 フルタイム運用の場合.....	56
4. 2. 3. 3 高仰角領域の広がりを見積もりと軌道配置最適化.....	58
4. 2. 4 数値シミュレーションによる最適配置.....	61

4. 3 楕円軌道の仰角特性最適化.....	66
4. 3. 1 南北両半球に対するサービスに適した軌道.....	66
4. 3. 1. 1 近地点引数0度または180度の軌道の特徴.....	67
4. 3. 1. 2 軌道パラメータの最適化.....	71
4. 3. 1. 3 日本とオーストラリアを対象とした最適化.....	72
4. 3. 2 北半球に特化した軌道.....	80
4. 3. 3 地上から見て同一位置でハンドオーバーが可能な軌道.....	83
第5章 衛星軌道保持制御量の最小化と最適制御方法.....	88
5. 1 地球扁平による昇交点赤経の摂動と保持制御.....	88
5. 2 円軌道の場合の軌道保持制御量.....	90
5. 2. 1 月・太陽の重力による効果.....	90
5. 2. 2 その他の摂動の効果.....	96
5. 2. 3 円軌道の軌道保持制御に必要な制御量.....	98
5. 3 楕円軌道の場合の軌道保持制御量.....	99
5. 3. 1 地球扁平の効果.....	99
5. 3. 2 月・太陽の重力の効果.....	101
5. 3. 3 楕円軌道の軌道保持制御に必要な制御量.....	103
5. 3. 4 実用システム開発開始時における候補軌道の軌道保持制御量の検討...	105
5. 3. 4. 1 運用上の制約を考慮した軌道保持制御方法.....	105
5. 3. 4. 2 候補軌道における軌道保持制御量の比較.....	107
5. 4 軌道保持制御間隔の検討.....	111
5. 4. 1 摂動による軌道要素の変動.....	113
5. 4. 2 軌道制御間隔の評価.....	117
5. 4. 3 接近距離指標パラメータによる軌道保持制御計画と制御間隔の拡大...	119
5. 5 測位単独ミッションにおける軌道保持の簡略化.....	124
5. 5. 1 軌道長半径と平均近点離角の保持制御.....	124
5. 5. 2 長期間の軌道変動.....	125
5. 5. 3 初期投入軌道の選定方法.....	127
5. 5. 4 初期および末期の軌道.....	128
5. 5. 5 システム設計上の制約の考慮.....	135

第6章 衛星ネットワークシステム運用	136
6.1 衛星衝突の回避運用	136
6.1.1 軌道交差点付近での衛星の運動	136
6.1.2 軌道要素の変位とノミナル交差時刻における衛星位置変位の関係	139
6.1.3 接近距離の指標パラメータ	143
6.1.4 衝突回避を考慮した軌道設計と軌道保持制御	146
6.2 衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法の検討	149
6.2.1 1 衛星故障時の再配置方法	149
6.2.2 現用予備衛星の配置による衛星故障時対応	153
6.2.2.1 現用予備衛星の配置方法	153
6.2.2.2 衛星再配置の効果	158
6.2.2.3 現用予備衛星配置方法による効果の比較	161
6.2.3 パーキング軌道の利用可能性検討	163
6.2.3.1 目標軌道への直接投入方法と投入可能衛星重量	163
6.2.3.2 パーキング軌道利用時の投入可能衛星重量と復旧所要時間	164
第7章 結論	167
謝辞	174
参考文献	175
関連論文	178
参考論文	179

図の目次

図 2. 1	静止経度 140 度の静止衛星の仰角.....	8
図 2. 2	準天頂衛星軌道と静止軌道との関係.....	8
図 2. 3	円軌道準天頂衛星の直下点軌跡の例.....	10
図 2. 4	慣性系における 3 衛星の軌道配置.....	10
図 2. 5	GPS 衛星による衛星可視率の測定結果.....	12
図 2. 6	COMETS を用いた高仰角伝搬の測定結果.....	12
図 2. 7	衛星仰角と建物による遮蔽の関係.....	13
図 2. 8	都心部において魚眼レンズで地平線上を写した写真.....	13
図 2. 9	天頂指向固定アンテナによる通信.....	14
図 2. 10	静止衛星との周波数共用.....	15
図 2. 11	雨域中の電波伝搬距離.....	15
図 2. 12	移動体通信ネットワークシステムの構成例.....	16
図 2. 13	通信・測位複合ネットワークシステムの構成例.....	17
図 2. 14	プロジェクト当初の通信・放送ネットワークの概念図.....	20
図 2. 15	高精度測位実験システムの構成と各省の分担.....	21
図 2. 16	測位補強システムの概念.....	22
図 3. 1	地球中心赤道座標系.....	24
図 3. 2	軌道面を定義する軌道要素（軌道傾斜角： i 、昇交点赤経： Ω ）.....	24
図 3. 3	楕円の長軸方向を定義する軌道要素（近地点引数： ω ）.....	25
図 3. 4	楕円軌道のパラメータの定義.....	25
図 3. 5	地球の扁平による昇交点赤経の変化率.....	31
図 3. 6	地球の扁平による近地点引数の変化率.....	31
図 3. 7	衛星の軌道面法線の配置と月・太陽重力による摂動の方向.....	33
図 3. 8	軌道制御の増速方向を示す座標系.....	37
図 4. 1	傾斜同期円軌道の定式化のための座標系とパラメータ.....	40
図 4. 2	回転角に対する衛星直下点緯度と経度変位.....	40
図 4. 3	衛星直下点緯度と経度変位の関係.....	40
図 4. 4	回転角に対する衛星直下点の緯度と経度および赤経の変化率.....	41

図 4. 5	円軌道の場合の東京における仰角の時間変化.....	45
図 4. 6	円軌道の場合の軌道傾斜角と衛星直下点軌跡の関係.....	45
図 4. 7	円軌道の場合の衛星仰角と観測地点・衛星直下点間の地心角度の関係.....	47
図 4. 8	最北点およびハンドオーバー点に対する地心角度の軌道傾斜角依存性.....	49
図 4. 9	最適化地点の緯度に対して最低仰角を最大化する軌道傾斜角.....	52
図 4. 10	円軌道で実現できる最低仰角の最大値.....	52
図 4. 11	時間限定運用における日本付近での最低仰角.....	54
図 4. 12	最適化地点からアクティブアークまでの最大地心角度と軌跡の経度変動 および緯度変動の半幅.....	55
図 4. 13	フルタイム運用における日本付近での最低仰角.....	57
図 4. 14	軌道傾斜角をパラメータとした高仰角領域の最低緯度と最高緯度.....	59
図 4. 15	軌道傾斜角をパラメータとした高仰角領域の経度幅.....	60
図 4. 16	円軌道最適配置における最低仰角等高線図.....	63
図 4. 17	円軌道最適配置における日本周辺での衛星直下点軌跡.....	64
図 4. 18	円軌道最適配置における各都市での仰角の時間変化.....	65
図 4. 19	近地点引数が 180 度または 0 度の楕円軌道の衛星直下点軌跡.....	67
図 4. 20	近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心における最低仰角 (3 機構成)	69
図 4. 21	近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心の緯度と昇交点に対する 経度差 (3 機構成)	69
図 4. 22	近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心における最低仰角 (4 機構成)	70
図 4. 23	近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心の緯度と昇交点に対する 経度差 (4 機構成)	70
図 4. 24	最適 3 機構成における各都市の仰角変化.....	74
図 4. 25	最適 4 機構成における各都市の仰角変化.....	75
図 4. 26	最適 3 機構成における衛星直下点軌跡.....	76
図 4. 27	最適 4 機構成における衛星直下点軌跡.....	76
図 4. 28	最適 3 機構成の場合の最低仰角.....	77
図 4. 29	最適 4 機構成の場合の最低仰角.....	77

図 4. 3 0	韓国を考慮した場合の最低仰角.....	79
図 4. 3 1	近地点引数 270 度で離心率 0.139 の場合の衛星直下点軌跡.....	80
図 4. 3 2	近地点引数 270 度の場合の衛星直下点軌跡.....	81
図 4. 3 3	遠地点通過前後各 4 時間の衛星直下点軌跡.....	82
図 4. 3 4	ハンドオーバを行う時刻における衛星の配置例.....	83
図 4. 3 5	同一位置ハンドオーバ条件を満たす場合の衛星直下点軌跡.....	84
図 4. 3 6	離心率と北側ループ周回時間の関係.....	85
図 4. 3 7	同一位置ハンドオーバ条件を満たす離心率.....	87
図 4. 3 8	日本を対象とした最適軌道の直下点軌跡と最低仰角.....	87
図 5. 1	地球扁平による摂動に対して昇交点赤経を保持するために必要な制御量.....	89
図 5. 2	軌道周期の調整による昇交点経度の保持.....	89
図 5. 3	軌道傾斜角 45 度の場合の太陽重力による永年摂動.....	92
図 5. 4	軌道傾斜角 45 度の場合の月重力による永年摂動.....	92
図 5. 5	太陽重力による永年摂動の昇交点赤経依存性.....	93
図 5. 6	月重力による永年摂動の昇交点赤経依存性.....	93
図 5. 7	軌道傾斜角と昇交点赤経の年間制御量とドリフトレート.....	95
図 5. 8	太陽輻射圧の摂動を補正するために必要な制御量.....	97
図 5. 9	近地点引数を減らすための制御位置と方向.....	99
図 5. 1 0	地球扁平による近地点引数変化修正のための制御量.....	100
図 5. 1 1	楕円軌道における軌道傾斜角と昇交点赤経の年間制御量・ドリフト レート.....	100
図 5. 1 2	月および太陽の重力による離心率の摂動.....	102
図 5. 1 3	月および太陽の重力による近地点引数の摂動.....	102
図 5. 1 4	離心率 0.2 の楕円軌道を保持制御するために必要な制御量.....	104
図 5. 1 5	離心率 0.2 の楕円軌道を保持制御するために必要な制御量（最適化後）	104
図 5. 1 6	各軌道要素を補正する制御位置と増速方向.....	106
図 5. 1 7	候補軌道（a）において各軌道要素の保持に要する制御量.....	109
図 5. 1 8	候補軌道（b）において各軌道要素の保持に要する制御量.....	109
図 5. 1 9	候補軌道（d）において各軌道要素の保持に要する制御量.....	110
図 5. 2 0	各候補軌道における必要軌道保持制御量.....	110

図 5. 2 1	春分から春分までの 1 年間における軌道長半径の変動.....	114
図 5. 2 2	春分から春分までの 1 年間における離心率の変動.....	114
図 5. 2 3	春分から春分までの 1 年間における軌道傾斜角の変動.....	115
図 5. 2 4	春分から春分までの 1 年間における昇交点赤経の変動.....	115
図 5. 2 5	春分から春分までの 1 年間における近地点引数の変動.....	116
図 5. 2 6	春分から春分までの 1 年間における平均近点離角の変動.....	116
図 5. 2 7	共通ドリフト補正後の昇交点赤経変動.....	117
図 5. 2 8	軌道長半径と平均近点離角変位の動き.....	118
図 5. 2 9	接近指標パラメータの変位と交差状況.....	119
図 5. 3 0	接近指標パラメータ異符号変位の変動.....	121
図 5. 3 1	異符号変位による各衛星対の最接近距離の変動.....	121
図 5. 3 2	接近指標パラメータ同符号変位の変動.....	123
図 5. 3 3	軌道周期最適化後の同符号変位の変動.....	123
図 5. 3 4	ノミナル軌道における軌道傾斜角と昇交点赤経の年間変化率.....	125
図 5. 3 5	ノミナル軌道における離心率の年間変化率.....	126
図 5. 3 6	ノミナル軌道における近地点引数の年間変化率.....	126
図 5. 3 7	平均近点離角に変位を与えたときの直下点軌跡と最低仰角.....	130
図 5. 3 8	昇交点赤経に ± 5 度の変位を与えたときの直下点軌跡と最低仰角.....	131
図 5. 3 9	昇交点赤経に ± 5 度の変位を与え平均近点離角に ∓ 5 度の変位を 与えたときの直下点軌跡と最低仰角.....	131
図 5. 4 0	軌道傾斜角のみに末期軌道の変位を与えた場合の直下点軌跡と最低仰角...	132
図 5. 4 1	離心率のみに末期軌道の変位を与えた場合の直下点軌跡と最低仰角.....	132
図 5. 4 2	近地点引数と平均近点離角に末期軌道の変位を与えた場合の 直下点軌跡と最低仰角.....	133
図 5. 4 3	初期軌道および末期軌道における直下点軌跡と最低仰角.....	134
図 6. 1	軌道交差点付近における衛星の動き.....	137
図 6. 2	北上衛星に対する南下衛星の経度方向変位差.....	138
図 6. 3	ハンドオーバー前後における地上から見た衛星間離角.....	138
図 6. 4	各軌道要素の変位による衛星交差状況の変化.....	140
図 6. 5	ノミナル交差緯度線と直下点軌跡との交差経度の違いと衝突状況.....	143

図 6. 6	ノミナル交差時刻前後における経度差の変化.....	144
図 6. 7	ノミナル交差点付近での緯度－高度面内での 2 衛星の動き.....	145
図 6. 8	離心率変位-0.001、近地点引数 269 度の場合の衛星間距離変化.....	147
図 6. 9	離心率変位-0.001、近地点引数 269 度の場合の地上から見た衛星間離角 の変化.....	148
図 6. 10	通常運用時の衛星直下点軌跡（中央）と再配置後の軌跡.....	150
図 6. 11	衛星再配置後の最低仰角と一定仰角以上滞留時間の向上効果 （3 機構成）.....	151
図 6. 12	衛星再配置前後の最低仰角（3 機構成）.....	151
図 6. 13	衛星再配置後の最低仰角と一定仰角以上滞留時間の向上効果 （4 機構成）.....	152
図 6. 14	現用予備衛星の配置方法.....	154
図 6. 15	東京から見た 15 分毎の衛星方位角・仰角.....	154
図 6. 16	4 機構成（ $i=45$ 度, $e=0.135$ ）の場合の仰角変化.....	157
図 6. 17	5 機構成（ $i=45$ 度, $e=0.151$ ）の場合の仰角変化.....	157
図 6. 18	2 機の衛星の位相間隔が 180 度の場合の再配置効果.....	159
図 6. 19	4 機均等配置中 1 機故障で再配置後の最低仰角.....	159
図 6. 20	4 機中 1 機故障時の最低仰角と軌道傾斜角、離心率との関係.....	160
図 6. 21	5 機中 1 機故障時の最低仰角.....	160
図 6. 22	準天頂衛星軌道への直接軌道投入シーケンス.....	164

表の目次

表 2. 1	通信・放送回線の概要案.....	20
表 2. 2	測位補完サービスで送信される信号.....	21
表 3. 1	傾斜同期軌道における主要摂動力.....	30
表 4. 1	東京に対して最適化した円軌道の軌道傾斜角と最低仰角.....	51
表 4. 2	3機構成の場合の数値シミュレーションによる最適化例.....	62
表 4. 3	数値シミュレーションによる円軌道最適配置パラメータ.....	62
表 4. 4	日本とオーストラリアを対象とした場合の最適衛星配置.....	72
表 4. 5	日・韓・豪を対象とした場合の衛星配置.....	78
表 5. 1	円軌道の場合の軌道保持制御に必要な制御量.....	97
表 5. 2	準天頂衛星ネットワークシステムの候補軌道.....	105
表 5. 3	各候補軌道における軌道保持制御量.....	108
表 5. 4	同一位置でのハンドオーバーを可能にする軌道パラメータおよび 軌道交差点の位置・速度.....	112
表 5. 5	軌道要素変位に対する接近指標パラメータの変位.....	120
表 5. 6	初期軌道および末期軌道における軌道偏差.....	128
表 6. 1	軌道要素変位に対するノミナルハンドオーバー時刻における衛星位置の変位...	142
表 6. 2	現用予備衛星の配置方法とその効果.....	162

第1章 はじめに

本論文では、中緯度地域において高仰角の移動体衛星通信および衛星測位サービスを提供することが可能な、準天頂衛星ネットワークシステムの軌道に関して研究を実施した。

ここでは、本論文のはじめに、研究の背景、本論文の研究内容、本論文の構成について述べる。

1. 1 研究の背景

衛星を用いた移動体通信システムに関しては、わが国においては1987年に、移動体通信実験機器を搭載した技術試験衛星 V 型「きく5号」(ETS-V) [1] が打ち上げられ、移動体衛星通信技術の実証が行われた。その後1995年に実用移動体通信衛星 N-STAR [2] A 号機が打ち上げられ、静止衛星を用いた移動体衛星通信サービスが開始された。静止衛星には、地上からいつも同じ方向に衛星が見えるという利点があるものの、日本などの中緯度では仰角が十分ではないために、ビル等により電波が完全に遮断される「ブロッキング」や受信強度が減衰する「シャドウイング」が頻繁に起こって通信が途絶するという問題がある[3,4]。静止衛星は物理的に赤道上空約36,000kmの軌道上にしか配置することができないためである。東京付近から見た場合、最も仰角の高い静止衛星でも48度にしかない。

また、1990年代には移動体通信需要の増大に伴って、多数の低軌道衛星や中軌道衛星を使った衛星通信ネットワークシステムが提案された。このようなシステムの例として、イリジウム [5] やテレデシック [6] などが挙げられる。低軌道や中軌道の周回衛星を用いたシステムでは、その軌道の性質上必然的に地球全体をカバーせざるを得なくなり、高い仰角を確保しようとする非常に多数の衛星が必要で、確保される最低仰角はせいぜい40度までである。イリジウムの場合は66機の衛星で構成されるが、最低仰角は8度である。最低仰角40度のテレデシックシステムでは840機の衛星が必要になる。ブロッキングやシャドウイング対策として衛星ダイバーシティ [7] 技術を活用することにより、ある程度最低仰角を下げることはできるが、2機以上の衛星からの電波が届く必要があり100機以上の衛星が必要になることに変わりはない。このため、ネットワークを構成するための衛星の打ち上げやネットワークの運用に多大なコストがかかるという問題がある。イリジウムは

実際にネットワークが展開されてサービスが開始されたが、採算が取れずに一度サービスが中断され、その後特殊用途向けに何とかサービスを再開したという状況である。テレデシックや ICO などのシステムは、計画段階で頓挫した。

一方で、衛星を用いた測位ネットワークシステムに関しては、GPS(Global Positioning System) [8] の民生利用が浸透し、カーナビゲーションや歩行者・携帯電話等の位置特定、測量などの用途に幅広く利用されるようになってきた。GPS のように受信のみで測位を行うためには、3次元の位置情報と端末機の時計のずれの4パラメータを推定するため、4機の衛星からの電波(測位信号)を受信する必要がある。さらに、RTK (Real-Time Kinematics) 技術を用いた精密測量などでは、少なくとも5機の衛星からの信号受信が必要になる。GPS 衛星自体は、通常7～8機程度は地平線よりも上にあるものの、都市部や山間部では建物や地形によるブロッキングにより、必要な数の衛星からの電波が受信できないという問題がある。

このようなブロッキングの問題を解決し、天頂付近の高仰角から通信・放送サービスを提供すること、および高仰角から GPS と同じ測位信号を送出して、測位に使える衛星数を増やす測位補完サービスを提供することを目的として、準天頂衛星ネットワークシステム [9] が提案され、官民連携の準天頂衛星プロジェクト [10] が開始された。開発が行われてきた準天頂衛星ネットワークシステムは、日本付近で8時間高仰角が保たれる衛星3機でネットワークを構成し、順次切り替え(ハンドオーバー)しながら天頂付近の衛星から移動体に通信・測位のサービスを行うものである。

準天頂衛星ネットワークシステムは、赤道に対して45度程度の傾斜角をもち、衛星が地球の自転と同じ約24時間周期で地球を周回する、傾斜同期軌道と呼ばれる特殊な軌道に3機の衛星を均等に配置してネットワークを構成するものであり、実現するためには、衛星の軌道配置最適化方法、衛星軌道保持制御方法、および衛星ネットワーク運用技術を確立する必要があった。

1. 2 本論文の研究

筆者は、2003年に官民連携プロジェクトとして開始された準天頂衛星システムの研究開発に従事する以前から、2機の静止衛星を用いた移動体通信・測位実験 [11,12] や、軌道投入に失敗した通信放送技術衛星「かけはし」(COMETS)で通信実験を可能にするための軌

道設計 [13] など、通信・測位のための衛星軌道推定や軌道設計などの研究に携わってきた。

本論文では、準天頂衛星ネットワークシステムの設計において重要な課題である、衛星の軌道配置の最適化、ネットワーク構成を維持するための軌道保持制御方法の確立と必要な軌道制御量の評価、制御量最小化のための初期軌道配置の検討、通信単独、通信と測位の複合、あるいは測位単独といったネットワークシステムのミッションに応じた制御方法、衛星ネットワーク運用技術としての衛星衝突回避運用方法、衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法の研究を実施した。

準天頂衛星ネットワークシステムと同様に、複数の衛星を傾斜同期軌道に配置する衛星ネットワークに関しては、1970 年代から提案されている。しかしながら、衛星の軌道保持制御に静止衛星の約 3 倍の制御量が必要であるという報告 [14] もあり、それ以上詳細には検討されてこなかった。しかし、静止衛星 ETS-V を用いた移動体通信実験でブロッキングの問題が明らかになったこともあり、1990 年代前半には、傾斜同期軌道を用いて高仰角の通信サービスを提供する衛星ネットワークを構築しようという機運が、筆者が所属した郵政省通信総合研究所（現：独立行政法人情報通信研究機構）でも盛り上がってきた。

そこで最初に筆者は、従来課題であるとされてきた、衛星ネットワークの軌道配置を保持するために必要な制御量の評価を行った。衛星に働く外力（摂動力）のうち最も影響が大きい地球の扁平によるものは、衛星の軌道面（第 3 章で説明する昇交点赤経）と楕円の長軸方向（近地点引数）に外乱（摂動）を与える。この外乱をそのまま戻そうとすれば、従来の報告 [14] どおり静止衛星の 3 倍以上の制御量が必要になる。ところが、地上にある基地局と移動体局と、衛星で構成されるネットワークの幾何学的配置を保持するためには、衛星の軌道面そのものを保持する必要はなく、3 衛星の軌道面の間隔と地球表面との相対関係を保持すればよい。地球の扁平による摂動は 3 衛星に共通であることから、衛星高度を調整して軌道周期を補正し、軌道面が変化しても地球の自転と同期するようにすればよい。また、そもそも楕円の長軸をもたない円軌道にすれば、こちらの摂動も考慮不要である。地球の扁平による摂動が無視できることがわかり、それ以外の摂動を考慮して評価した結果、静止衛星と同程度以下の制御量で準天頂衛星ネットワークシステムの軌道保持ができることを示した [15]。

このことにより、準天頂衛星ネットワークシステムの実現可能性が示され、計画の実現に向けて大きく前進した。1997 年から郵政省通信総合研究所において、準天頂衛星に関する基礎的な研究を開始した。さらに 2003 年以降は、実用衛星の打ち上げに向けての衛星シ

システム開発が官民連携で開始された。筆者は、衛星システムの概念設計に参画し、衛星軌道に関する課題について研究を実施した。傾斜同期軌道といわれる特殊な軌道に3機の衛星を均等に配置する準天頂衛星ネットワークシステムを構成するためには、静止衛星とは違ったさまざまな課題があるが、本研究では、準天頂衛星ネットワークシステムの軌道に関する以下の三つの課題について検討を行った。

一番目の課題は、衛星の軌道配置の最適化である。1990年代後半までに、数値シミュレーションにより最適化された軌道配置の提案はいくつか報告されている [16,17] が、本研究においては系統的に検討を実施した。先例として報告されているものはいずれも楕円軌道であり、ケプラー方程式とよばれる非線形方程式を解く必要があって解析的には解けないが、円軌道の場合には軌道運動の定式化が可能である。そこで、最初に円軌道について定式化を行って、軌道傾斜角の関数として運用最低仰角が最大となる緯度を計算するための数式を導出した。これにより仰角特性最適化の見通しを示し、その定性的な知見に基づいてシミュレーションにより最適化するという手順をとった。円軌道の場合でも、日本の主要部分で70度以上の仰角を常時確保できるものの、一般的には楕円軌道の方がいい仰角特性が得られる。楕円軌道の衛星配置最適化についても、楕円の長軸方向を赤道上で軌道最北点に限定した上で、楕円のつぶれ具合を示す離心率とよばれる軌道要素のみを変化させて諸特性を評価し、最適化の見通しを示した上でシミュレーションを行って最適軌道を導出した。具体的には、南北両半球へのサービスに適した軌道や、北半球限定で非常に高い仰角が得られる楕円軌道配置、衛星間でのハンドオーバーが地上から見てほぼ同一位置で可能となる軌道パラメータなどを導出した。

二番目の課題は、衛星軌道保持制御量の最小化とそのための制御方法の確立である。円軌道の場合には静止軌道と同程度以下の制御量で済むことが確認されたものの、楕円軌道の場合には、楕円の長軸方向を保持する制御も新たに必要になる。また、軌道上のどの位置でどの方向に加速制御するかによっても制御量が異なる。実際の運用において制御計画が立てやすい赤道上空および遠地点（最北点）、近地点（最南点）のみで制御することを前提として、軌道保持制御量の評価を実施した。同時に2つ以上のパラメータを制御する方法や、3衛星の初期軌道投入パラメータを最適化するなどの方法で、軌道保持制御量最小化の検討を行った。実際に衛星を制御する場合には、運用上の制約で制御ができない軌道上位置もあるが、これによる制御量の増加も評価した。

一般的な軌道保持制御方法と制御量の検討に加えて、実用システムの概念設計段階で以

下の検討を実施した。初めに、プロジェクトで候補となった複数の軌道案についても、軌道保持に必要な制御量の比較評価を行った。また、当初の実用衛星構想では通信・測位の複合システムであったことから、その要求条件に合わせ、通信ミッションに必要なハンドオーバー条件を維持しながら軌道制御による測位精度劣化を回避するために、軌道保持制御間隔を可能な限り延ばすことを検討した。さらに、実用衛星の設計途上で官民の連携体制が崩れ、国による測位単独ミッションに変更されたことを受け、仰角条件を緩和した場合の軌道保持制御簡略化の可能性を検討した。

三番目の課題は、衛星ネットワーク運用に関するものである。通信サービスを提供する場合に適したものとして提案した、同一位置でハンドオーバーを実現する軌道の場合には、衛星衝突が起こりうる。衝突を回避できる安全な距離を保って交差する一方で、ハンドオーバー時の地上から見た衛星間隔を要求条件内にとどめる必要がある。そこで、安全に運用する方法とそのために与える軌道変位量について検討し、衝突回避運用方法の確立を目指した。

さらに、ネットワークを構成する衛星が故障した場合に備えた予備衛星の配置方法や、予備衛星の軌道変更によるネットワーク構成復旧制御方法についてトレードオフ検討を行い、指針を導出した。

1. 3 本論文の構成

以降の本論文の構成は以下のとおりである。

第2章では、準天頂衛星ネットワークシステムの概要について説明する。最初に、低緯度や高緯度において高仰角を実現する衛星ネットワークを示し、中緯度では傾斜同期軌道を用いたシステムが適していることを説明する。その上で、このシステムの軌道の概念と特性を紹介する。次に高仰角で通信・測位などのサービスを提供する準天頂衛星システムの特徴を説明し、ネットワークの構成例を示す。準天頂衛星の開発に至るまでの先行研究の概要や経緯を説明し、当初の実用衛星計画を紹介するとともに、その後の計画変遷について述べる。

第3章では、衛星の軌道運動および軌道力学について解説する。この分野に特有の概念で構築されている軌道要素について説明し、関連の数式を示す。さらに、準天頂衛星の軌道を変化させる摂動力（外力）にどのようなものがあり、それぞれが準天頂衛星の高度で

どの程度寄与するかを示す。軌道上でエンジンを噴射し特定の方向を加速すると軌道が修正されるが、どの方向に噴射すればどの軌道要素が変化するかについても説明する。

第4章では、準天頂衛星の軌道配置の最適化について述べる。円軌道の軌道運動について定式化するとともに、仰角特性の概要、確保される最低仰角が最大になる最適軌道パラメータを示す。さらに楕円軌道の最適化について述べ、最適軌道パラメータとその軌道の特徴を示す。

第5章では、準天頂衛星ネットワークの軌道保持制御量の最小化とそのための軌道制御方法について述べる。地球扁平による昇交点赤経の摂動への対処方法を説明し、この変化を修正する必要があることを示した上で、円軌道の軌道保持制御量を評価した結果を示す。次に、楕円軌道に関して、同様に軌道保持制御量を評価した結果を示し、実用システムの開発段階で候補となった複数の軌道案の比較について述べる。次に、通信ミッションの要求条件を両立しながら軌道保持間隔を延ばす方法と、その評価結果を明らかにする。さらに、測位単独ミッションの場合に、どこまで軌道保持を簡略化できるかについて検討した結果を示す。

第6章では、衛星ネットワーク運用に関する研究結果について述べる。同一位置でハンドオーバーが可能な軌道における衝突回避運用方法について、軌道要素に与える変位と最近距離の定量的関係を含めて検討を行う。さらに、衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法に関して、トレードオフ検討の結果と指針を示すとともに、予備衛星の新たな軌道投入方法を提案する。

第7章では、本論文の結論を述べる。

第2章 準天頂衛星ネットワークシステム

本章では、本論文の研究対象である準天頂衛星ネットワークシステムについて、その概要と、2010年9月の初号機「みちびき」の打ち上げに至る経緯を説明する。

2. 1 高仰角を実現する衛星ネットワークシステム

衛星通信や衛星放送に広く使われている静止軌道は、地球の赤道上空約 35,800km の円軌道である。この軌道上に衛星を配置すれば、衛星は地球の自転に同期して約 23 時間 56 分の周期で地球を 1 周するため、地上から見ると静止して見える。このため、このような軌道に配置した衛星は静止衛星とよばれている。このような軌道は物理的に赤道上空にしか存在しない。図 2. 1 は、東経 140 度に静止衛星を配置した場合の仰角を示したものであるが、低緯度地域においてはほぼ同経度の上空に位置する静止衛星を用いることで、高仰角の衛星通信サービスの提供が可能である。しかしながら、中緯度に位置する日本付近では、仰角は 40 度台まで低下する。

常時頭の真上（天頂）付近にとどまる衛星があれば理想的ではあるが、衛星はケプラーの第 1 法則に基づき、地球を 1 つの焦点とする楕円軌道上を運動するため、軌道の楕円を含む面（軌道面）は必ず地球の中心を含む。このため、静止衛星の軌道を傾けて地球の自転方向には同期して約 1 日で周回させても、図 2. 2 に示すように、北半球上空にある衛星は必ず半周後には同じ緯度の南半球上空に行ってしまうことになる。このような状況下において常時高仰角で通信を行うためには、複数の衛星でネットワークを構成し、1 つの衛星が南の方に行ってしまう前に、北上してきた衛星に通信のハンドオーバーを行う必要がある。

旧ソビエト連邦では、高緯度のため静止衛星の仰角が非常に低くなって利用しづらいことから、長楕円軌道（HEO: highly elliptical orbit）である周期 12 時間 Molniya 軌道や、周期 24 時間の Tundra 軌道 [18] を用いた衛星通信ネットワークシステムが軍用などで活用された。長楕円軌道を利用する場合には、第 3 章で述べる地球の扁平による摂動を考慮する必

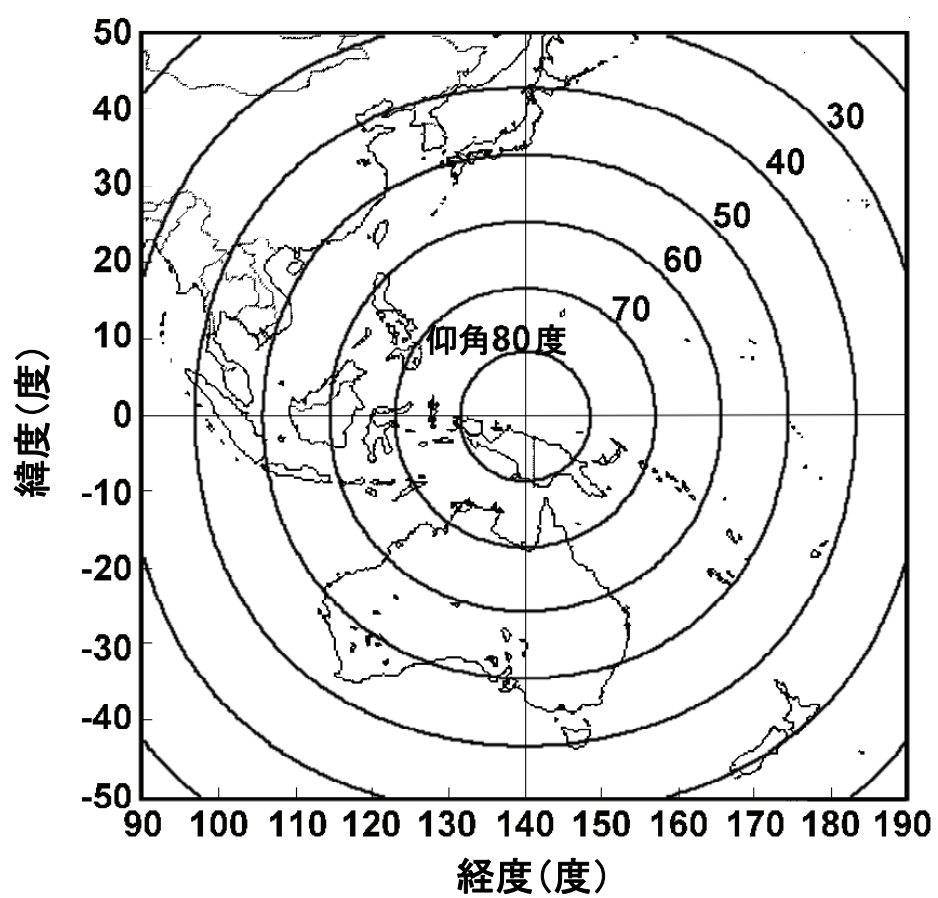


図 2. 1 静止経度 140 度の静止衛星の仰角

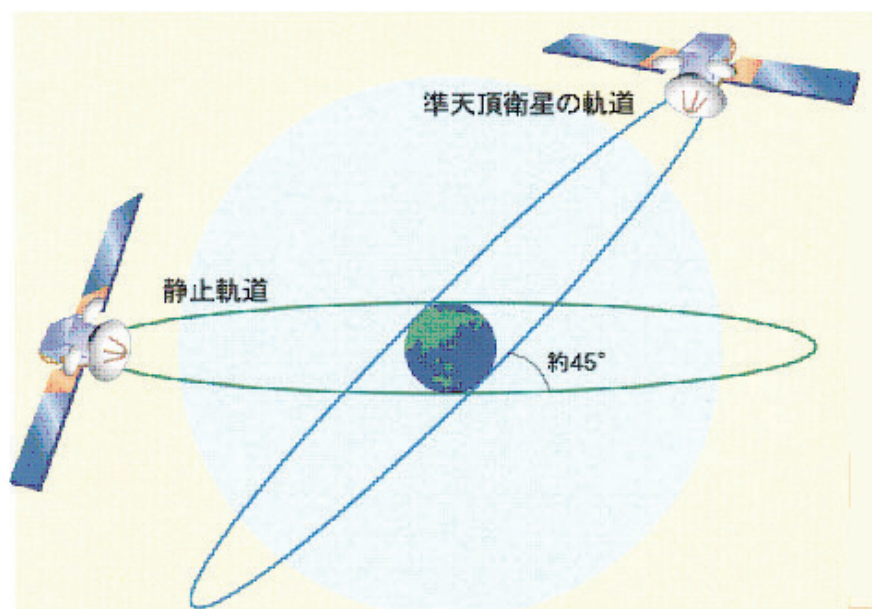


図 2. 2 準天頂衛星軌道と静止軌道との関係

要があり、楕円の長軸方向に対応する近地点引数とよばれる軌道要素を一定に保つためには、軌道傾斜角を 63.4 度にとる必要がある。この軌道傾斜角から離れれば離れるほど、軌道保持に必要な制御量が急激に増大する。ヨーロッパやロシアのような比較的緯度の高い地域では、このような軌道を使って衛星通信ネットワークシステムを構築すると、高仰角での通信サービスが可能になる。Molniya 軌道を用いて常時 70 度以上の仰角を確保できる緯度は、47 度～60 度に限られ、それより低い緯度には適さないものである。

日本のような中緯度地域を対象にする場合には、図 2. 2 に示すように、静止衛星と同じ軌道周期をもって地球の自転に同期して周回し、一定の軌道傾斜角を持たせた軌道である傾斜同期軌道の利用が有効である。3 機の衛星を地球に対して同一の軌跡上に等間隔に配置し、8 時間毎に衛星を切り替えながら最も仰角の高い衛星を使って通信サービスを提供することにより、日本付近で最低仰角 60 度以上を常時確保できる [19]。しかしながら、文献 [14] で述べられているように、このような衛星ネットワークシステムを実現するにはいくつかの課題があり、本論文の研究課題の一つである軌道保持制御量の問題も含まれている。

2. 2 準天頂衛星ネットワークシステムの軌道概念

前節で述べたとおり、基本的には地球の自転に同期した軌道であり、円軌道の場合の軌道高度は静止軌道と同じ約 35,786km で、慣性系での地球の自転周期である 1 恒星日（約 23 時間 56 分）で地球を 1 周する。軌道の最適化については 4 章で論じるが、日本付近を対象にした場合には 45 度程度の軌道傾斜角をもたせることになる。一例として軌道傾斜角 45 度、軌道の昇交点経度（衛星が赤道を北向きに横切るときの衛星直下点の経度）が 140 度の傾斜同期軌道に衛星を乗せたときの衛星直下点の軌跡を図 2. 3 に示す。衛星は図中の矢印の方向に「8」の字を描きながら移動する。このことから、このような軌道は「8 の字軌道」とよばれることもある。8 の字北端の緯度は軌道傾斜角と等しく、この場合は北緯 45 度である。衛星は、赤道を北向きに横切ってから九州上空、北海道上空を通過して赤道に向かうという方向にこの軌跡上を運動し、日本付近の上空を通過する。

図 2. 3 の軌跡の上に 3 機の衛星を等間隔に配置し、約 8 時間毎に使用する衛星を切り替えながら最も仰角が高くなる衛星を用いて通信サービスを行うことにより、中緯度で常時 70 度以上の仰角が得られるような移動体衛星通信ネットワークシステムを構成すること

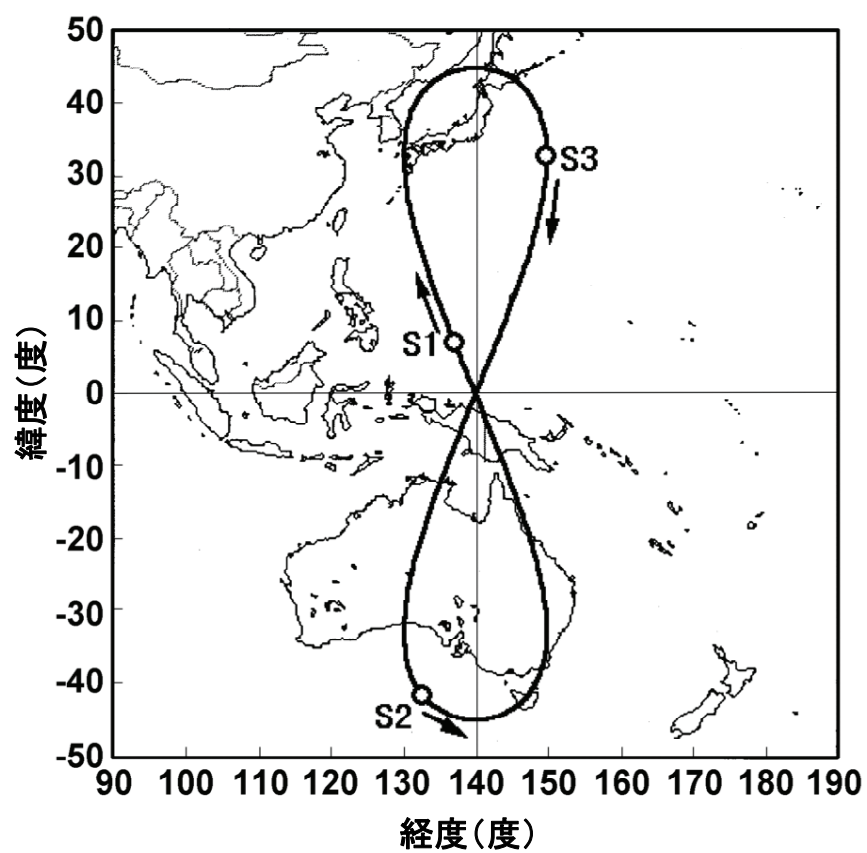


図 2. 3 円軌道準天頂衛星の直下点軌跡の例

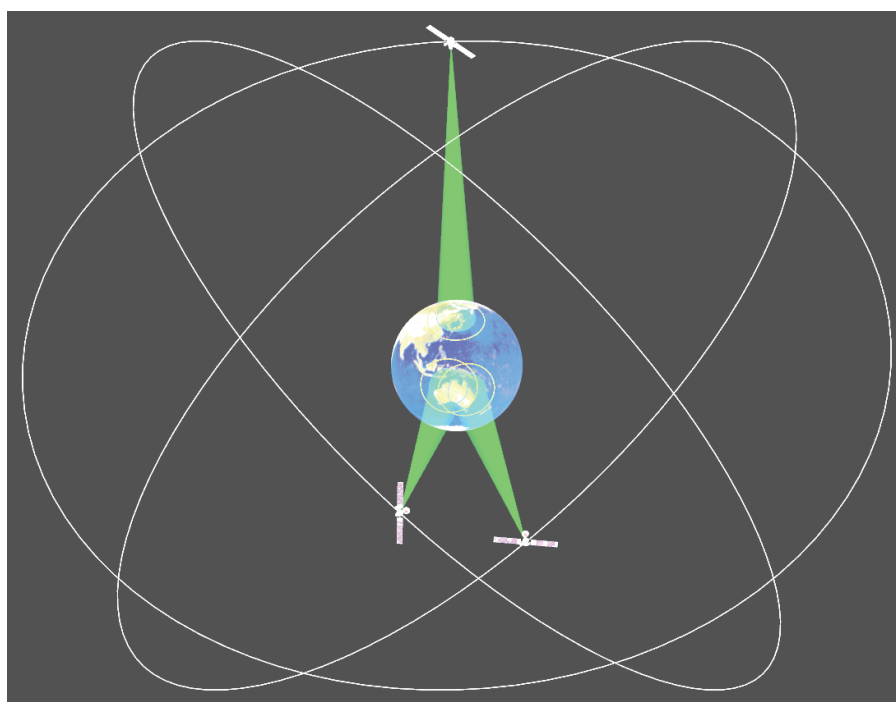


図 2. 4 慣性系における 3 衛星の軌道配置

ができる。図 2. 3 で「S3」と記された衛星が日本から遠ざかると「S1」の衛星が接近してきて、両者の仰角が等しくなったときに通信する衛星を切り替えることになる。

慣性系から見た衛星の軌道配置を図 2. 4 に示す。3 機の衛星が同じ軌道上にあるものと考えてしまいがちだが、実際には 120 度等間隔の昇交点赤経をもつ 3 つの軌道上に 1 機ずつ配置することにより図 2. 3 の衛星配置を実現している。

2. 3 準天頂衛星ネットワークシステムの特徴

高仰角で衛星通信サービスを提供する準天頂衛星ネットワークシステムには、以下の様な特徴がある。

(1) 建物等による遮蔽が少なく衛星可視率が高い。

常時 70 度以上の衛星仰角が確保できるため、建物等によるブロッキングやシャドウイングの少ない高品質の通信サービスが提供可能である。GPS 衛星からの電波を受信して、さまざまな衛星仰角に対する衛星の可視率を測定した結果を図 2. 5 に示す [20]。この実験結果は、都市部及び郊外において自動車で走行しながら、地平線上にある全ての GPS 衛星からの信号を 1 秒ごとに受信機で測定し、各衛星の仰角毎に信号が受信できる確率を統計的に処理したものである。都市部においては、静止衛星の仰角に相当する 40 度台で可視率が 70%程度であるが、準天頂衛星ネットワークシステムの運用仰角である 70 度以上の仰角においては 90%以上の可視率が得られることがわかる。

図 2. 6 は、静止軌道投入に失敗したものの一時的に高仰角通信が可能な軌道に投入された COMETS 衛星を用いて、東京丸の内において測定車で走行しながら、80 度の仰角からの電波の受信強度変動を取得したものである [21]。比較のために静止衛星で測定したケースでは、通信が不可能な状態にまで受信電界が低下する状況が頻繁にしかも長時間見られたが、80 度の高仰角での測定ケースでは、短時間の比較的浅いシャドウイングが 1 回あっただけであった。このことから、準天頂衛星ネットワークシステムによる高仰角での移動体通信・放送サービスや衛星測位サービスの提供は、都市部において特に有効性が高いことがわかる。

都市部では南北方向や東西方向の道路が多いが、東西方向の道路においては南の空にある静止衛星からの電波が遮蔽されやすい。幹線道路沿いに 30m 程度の高さのビルが並んで

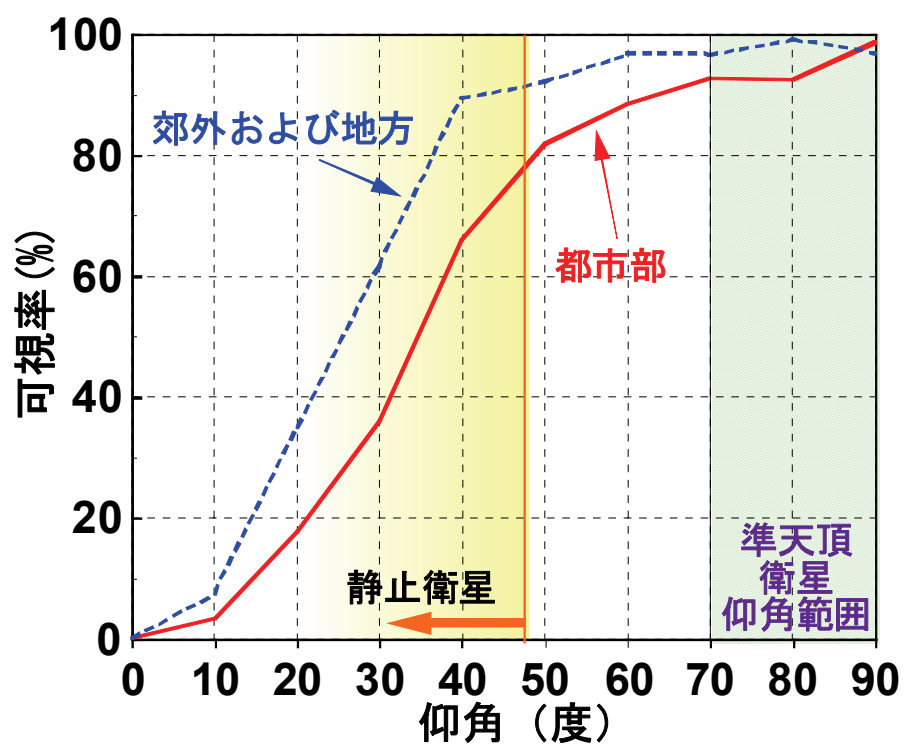


図 2. 5 GPS 衛星による衛星可視率の測定結果

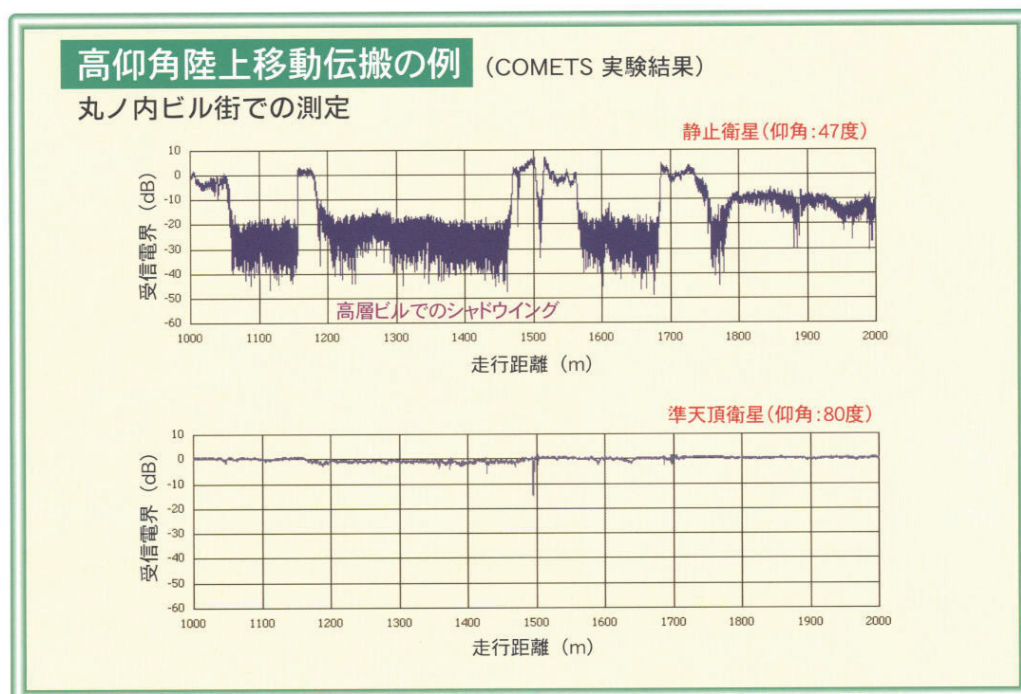


図 2. 6 COMETS を用いた高仰角伝搬の測定結果

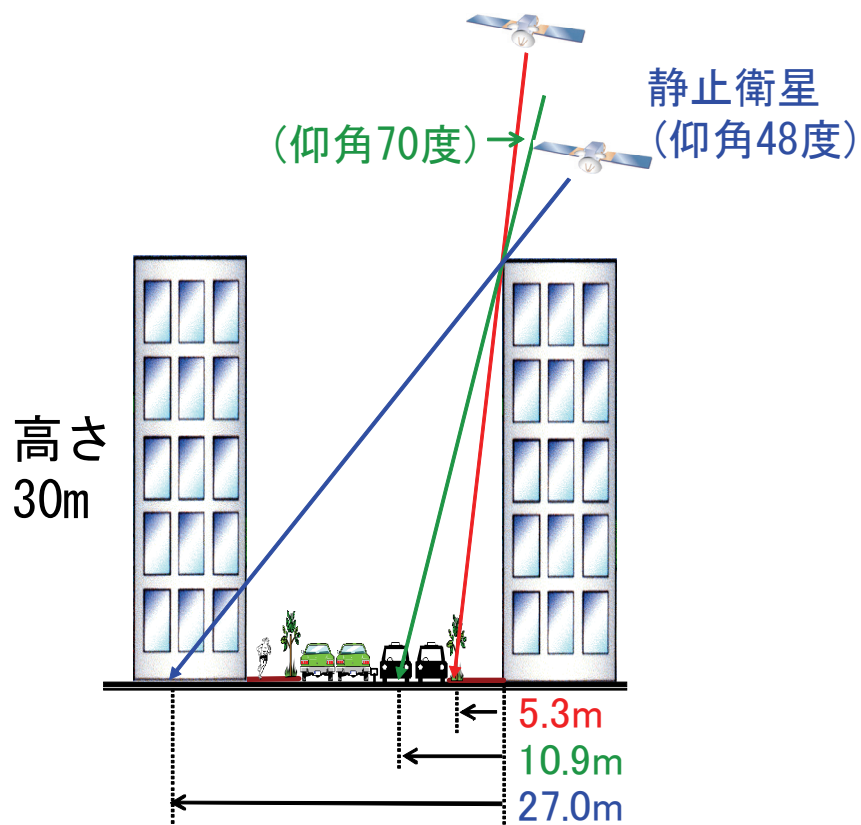


図2. 7 衛星仰角と建物による遮蔽の関係



図2. 8 都心部において魚眼レンズで地平線上を写した写真

いるような状況を考え、衛星仰角と建物による遮蔽の関係を示したものが図2.7である。仰角80度以上であれば、電波が遮蔽されるのは建物に近い歩道上に限られるが、静止衛星の仰角では道路全体で電波が届かないことになる。また、都心部において魚眼レンズで地平線上を写した写真を図2.8に示す。仰角80度以上であればほぼ見通し状況にあるが、静止衛星の仰角では高い確率で遮蔽されることがわかる。

(2) 移動体側の衛星追尾が不要

衛星は常に天頂から20度以内に存在するため、坂道等における車体の傾斜等を考慮しても、図2.9に示すように天頂方向を指向したビーム半幅30度程度のアンテナを使えば、車の進行方向によらず追尾することなく通信が可能である。図2.9の右図には地上から天頂に向けて照射した半幅20度の通信ビームを示している。必ずこの円錐の中に少なくとも1機の準天頂衛星が存在することになる。大容量の通信のため、ゲインが高くてビーム幅が狭いアンテナを使う場合は追尾が必要となるが、追尾範囲が狭い円錐内に限定されるのでアンテナ駆動機構を単純化できる。

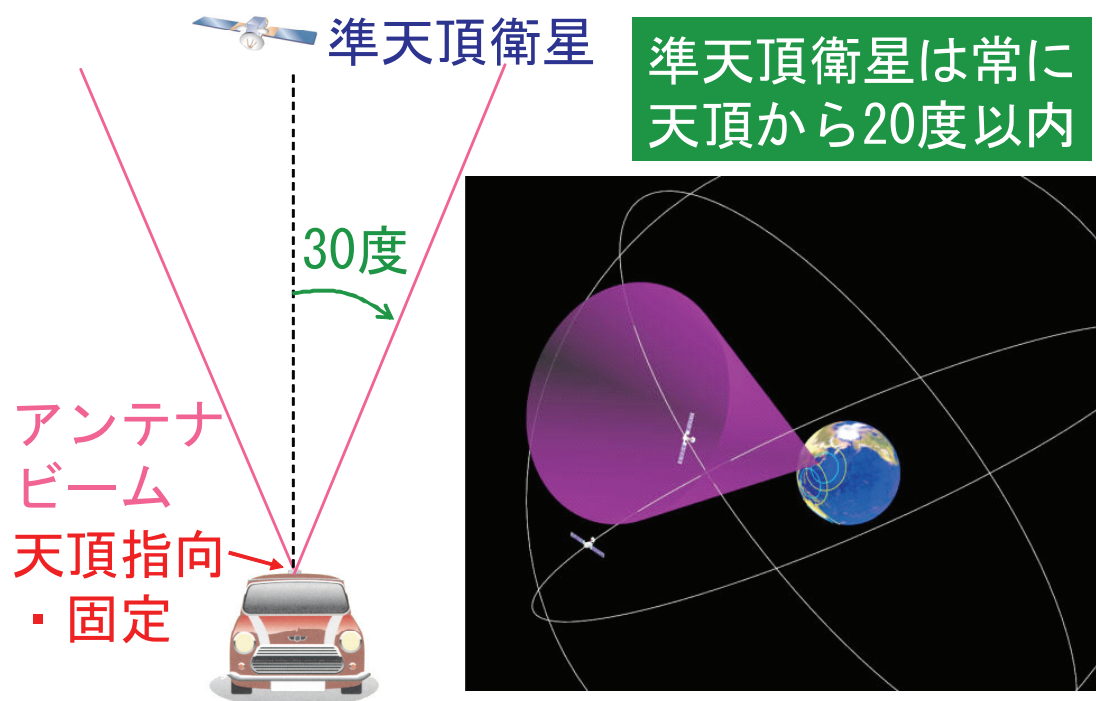


図2.9 天頂指向固定アンテナによる通信

(3) 静止衛星との同一周波数の共用が可能

準天頂衛星は、地上から見て静止衛星から 30 度程度離れた方向に見える。このため、図 2. 1 0 に示すように、やや大きい口径のアンテナを使って指向性ビームで通信を行えば、静止衛星との周波数共用が可能である。特に周波数が逼迫している Ku 帯 (12/14 GHz 帯) での周波数資源の有効利用につながる

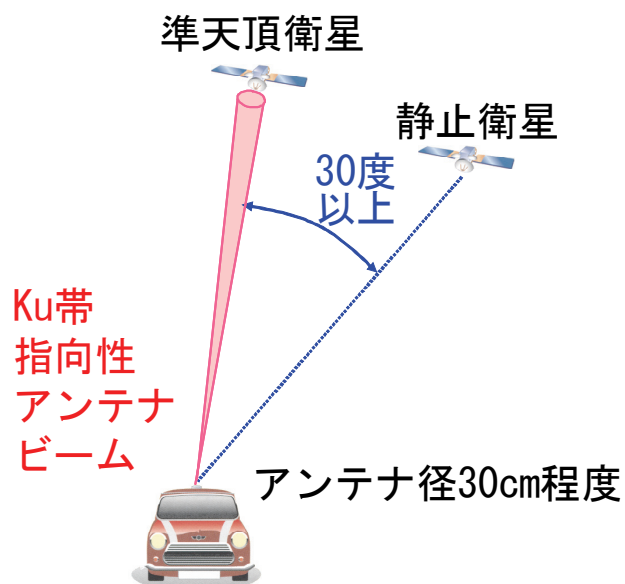


図 2. 1 0 静止衛星との周波数共用

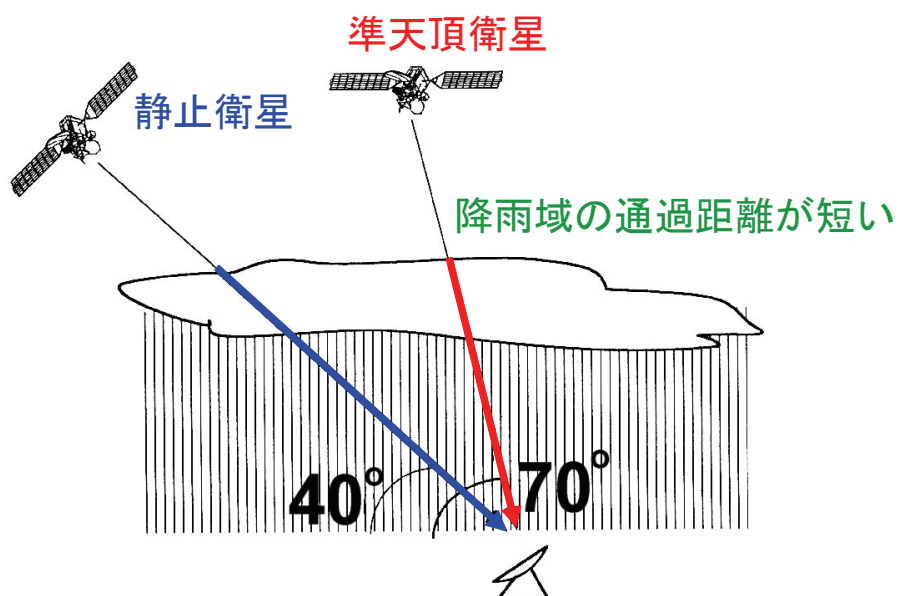


図 2. 1 1 雨域中の電波伝搬距離

(4) 降雨減衰が少ない

図 2. 1 1 に示すように、仰角が高いと雨域を通過する距離が短くなり、降雨減衰が少なくて済む。降雨減衰の影響を受けやすい Ka 帯 (30GHz 帯) やミリ波において差は顕著になる。準天頂衛星の場合は静止衛星と比較して、31GHz においては 2dB、41GHz においては 4dB 程度降雨減衰が少ない。

2. 4 準天頂衛星ネットワークシステムのネットワーク構成例

前節で示した特徴から、準天頂衛星ネットワークシステムは自動車向け移動体衛星通信に適している。通信総合研究所における初期検討段階において、図 2. 1 2 に示すようなネットワーク構成とサービス例が示された [22]。準天頂衛星の高度は静止衛星と同じ約 36,000km で伝搬遅延があり、音声通信よりも ITS (高度道路交通システム) データ放送や音声放送サービス、インターネットサービスなどに適している。車載アンテナとしてコインサイズの無追尾のものを想定するため、上り回線のデータレートはリクエストデータを送る程度の細いものとなる。一方で救急車のような特殊車両であれば直径 20cm 程度の簡易追尾アンテナを搭載することに支障はないため、2 Mbps 程度の通信が可能となる。

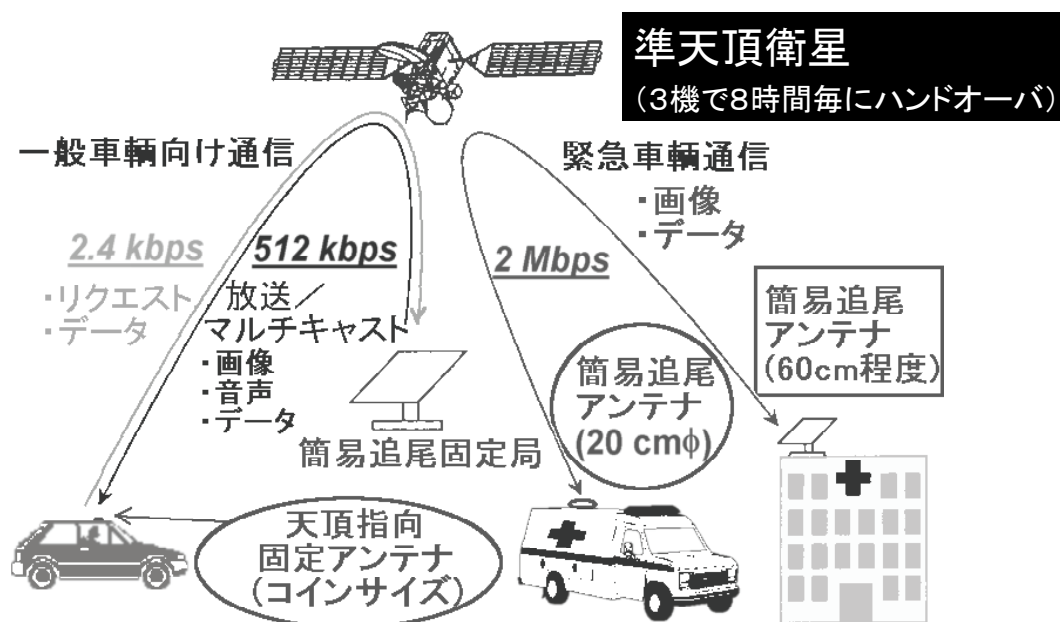


図 2. 1 2 移動体通信ネットワークシステムの構成例

衛星測位ネットワークシステムに準天頂衛星を活用することも可能である。GPS と同様に受信のみで測位を行うためには、4 機以上の衛星からの測位信号を受信する必要があるが、静止衛星 4 機を用いたのでは測位は困難である。静止衛星は赤道上の一つの円弧の上にしか配置できないため、衛星が直線的に並んで精度が出ない。図 2. 1 3 に示すように、2 機の静止衛星と、準天頂衛星ネットワークシステムの 3 機の衛星のうちの 2 機を使えば、赤道から離れた位置に 2 機の衛星が配置でき、GPS とは独立の測位サービスが可能となる。

また、準天頂衛星には移動体通信機能をもたせることができるため、相対測位による測位補強データや渋滞情報などの ITS 関連データを放送することが可能である。また、測位結果をショートメッセージとして運行管理センターに送ることも可能である。

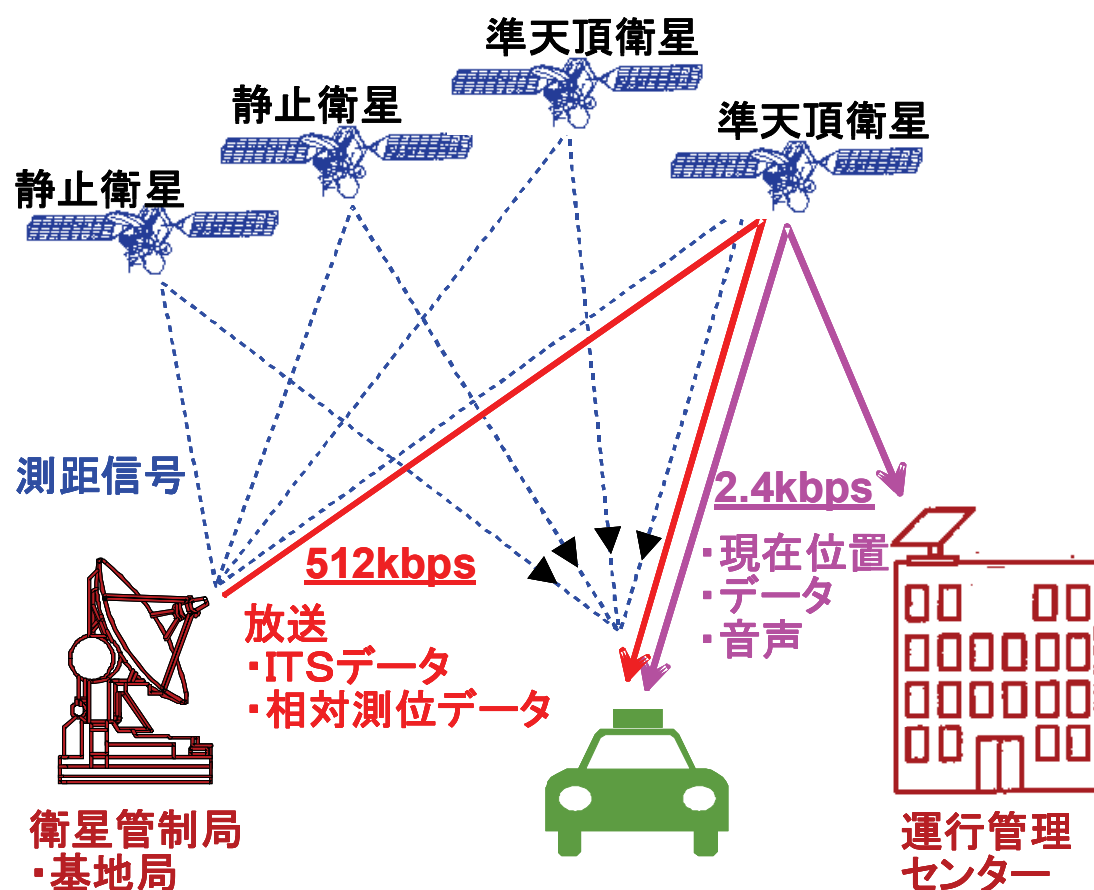


図 2. 1 3 通信・測位複合ネットワークシステムの構成例

2. 5 準天頂衛星開発に至る経緯

準天頂衛星ネットワークシステムで利用する傾斜同期軌道を衛星通信に用いるというアイデアは、1960年代から出されている。当時の衛星通信は、10m以上の大口径の地上局アンテナが必要で、大陸間のテレビ中継や遠距離電話回線などに用いられており、高仰角を目指すというよりは、静止軌道の逼迫対策として静止軌道から離れた場所に多くの衛星を配置できないかという課題に対応するものであった [23]。中緯度での高仰角を目指した衛星通信ネットワークシステムについては、1972年に郵政省電波研究所（現：独立行政法人情報通信研究機構）の高橋によって初めて提案された [24]。当時はまだ移動体衛星通信の概念はなく、日本においては静止衛星で十分だったこともあり、しばらくは後続の研究は行われなかった。

第1章に述べたように1980年代後半から移動体衛星通信の研究開発が盛んになり、1989年には郵政省通信総合研究所が、高仰角の移動体衛星通信ミッションとして傾斜同期軌道を用いた衛星ネットワークシステム再提案した。この研究の中で、筆者は衛星軌道保持制御量の検討を行い、準天頂衛星ネットワークシステムの実現可能性を示した。

1997年頃からは、官民で基礎的検討が盛んに行われるようになり、1998年にCOMETSを用いた実験により高仰角衛星の有効性が実証された後、2000年から通信総合研究所で準天頂衛星ネットワークシステムの要素技術の研究開発が開始された。これまでは「準天頂衛星」という用語はなく、軌跡の形から「8の字衛星」などとよばれていたが、筆者を含む通信総合研究所の関係者が「準天頂衛星」と命名した。「天頂」は頭の真上の空（仰角90度）を意味するが、それに準じた位置で運用される衛星という意味である。

2000年には、民間でも準天頂衛星を用いた通信・放送ネットワークシステムを打ち上げようという機運が高まり、一方で政府側はGPS依存からの脱却を目的とした独自の衛星測位技術の開発を目指したため、通信・放送・測位の3ミッションを搭載した準天頂衛星ネットワークシステムの実用化を、官民で連携して実施することとなった。そして2003年に準天頂衛星プロジェクトが開始された。

なお、類似の軌道を用いた「シリウスサテライトラジオ」衛星が2002年に米国で打ち上げられ、車両向け音声放送サービスを提供している [25]。この衛星は、軌道傾斜角63.4度のHEO軌道を用いたものである。

2. 6 準天頂衛星開発計画の変遷

プロジェクト開始当初は、民間側が通信・放送ミッション、国側が測位ミッションを分担し、相乗りで3機の衛星を打ち上げる構想であった。衛星の打ち上げ時重量は約5トン、消費電力8kWという大型の衛星で、S帯（2GHz帯、2.6GHz帯）の直径10m級のアンテナとKu帯（20/30GHz帯）の直径3.5mのアンテナ、測位用のL帯（1.5GHz帯）のアンテナを搭載予定であった。各衛星の利用期間は12年、設計寿命は15年である。

通信・放送ネットワークの概念を図2. 14に、通信・放送回線の概要案を表2. 1に示す [10]。

測位ミッションについては、文部科学省、総務省、経済産業省、国土交通省の4省庁合同で開発が行われた。実際の高精度測位実験システムの開発は、各省庁傘下の、宇宙航空研究開発機構（JAXA）、情報通信研究機構（NICT）、産業技術総合研究所（AIST）、電子航法研究所（ENRI）などの連携で実施された。高精度測位実験システムの構成と各省の分担を、図2. 15に示す。高精度測位サービスは、GPS衛星相当の測位信号源を天頂付近に追加配置する「測位補完」サービスと、測位精度向上などを目的として各種データを配信する「測位補強」サービスで構成される。測位補完サービスで送信される信号の名称と周波数を表2. 2にまとめた。また、測位補強システムの概念図を図2. 16に示す。

2005年頃からは地上の携帯電話網などの移動体通信技術が急激に進歩し、伝送速度や人口カバー率も十分なレベルに達したこともあり、民間側は通信・放送サービスの採算上の懸念を持ち始めた。2006年には、民間側は通信・放送サービスを断念し、政府は単独で測位実証衛星を打ち上げるという方向で、プロジェクトの全面見直しが行われた。まずは1機だけ実証衛星を打ち上げ、3機でネットワークを構成するシステムの構築は当面見送られることとなった。2機目以降を打ち上げるかどうかは、実証実験の結果や社会情勢を踏まえて、今後検討されることになる。

測位実証衛星としての準天頂衛星初号機「みちびき」は、2010年9月11日にH-IIAロケット18号機で打ち上げられ、目標の軌道に投入された。2010年11月段階では機器等の初期機能確認が行われており、問題なく運用されている [26]。

表 2. 1 通信・放送回線の概要案

通信方式	アプリケーション例	データ速度 (端末→衛星)	データ速度 (衛星→端末)	使用 周波数帯	アンテナサイズ	送信 電力
放送サービス	モバイル向け放送 車両へのデータ配信		全番組合計 10Mbps 程度	S 帯	φ 5 ～ 7 cm 衛星無追尾	
小容量データ 通信サービス	緊急通報 運行管理 テレメータ	100B/回 程度	1 k B/回 程度	S 帯	φ 7 ～ 10cm 衛星無追尾	1 W
	運行管理 テレメータ			Ku 帯	φ 30cm 程度 衛星追尾付	5W
中速データ 通信サービス	防災無線 警察無線 (音声・データ照 会・TV 会議)	10k ～ 最大 200kbps	10k ～ 最大 9 Mbps	Ku 帯	φ 30～45cm 衛星追尾付	10W
高速データ 通信サービス	SNG 映像伝送 大容量データ伝送	1 M ～ 最大 5Mbps	10k ～ 最大 9 Mbps	Ku 帯	φ 45～ 100cm 衛星追尾付	50～ 150W

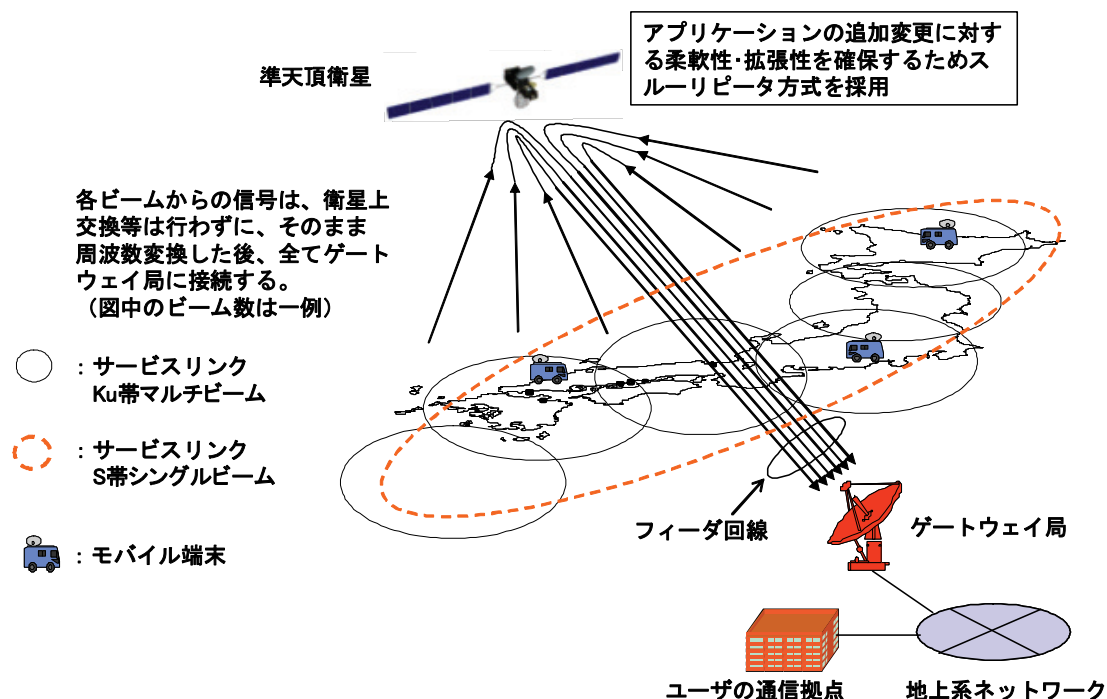


図 2. 1 4 プロジェクト当初の通信・放送ネットワークの概念図

表 2. 2 測位補完サービスで送信される信号

名称	中心周波数 [MHz]	GPS の対応	特徴
L1-C/A	1575.42		最も広く利用されている民生信号
L1C	1575.42	2014 年以降対応	L1-C/A よりも広帯域・耐マルチパス
L2C	1227.60	2006 年より順次対応	第二の民生信号
L5	1176.45	2010 年より順次対応	第三の民生信号
L1-SAIF	1575.42	—	SBAS と類似の補強用信号。データは 250 b/s。
LEX	1278.75	—	QZSS 独自の補強用信号。データは 2000 b/s。 GALILEO の E6 信号と同じ中心周波数。

※SBAS (Satellite Based Augmentation System : 衛星ベース測位補強システム)

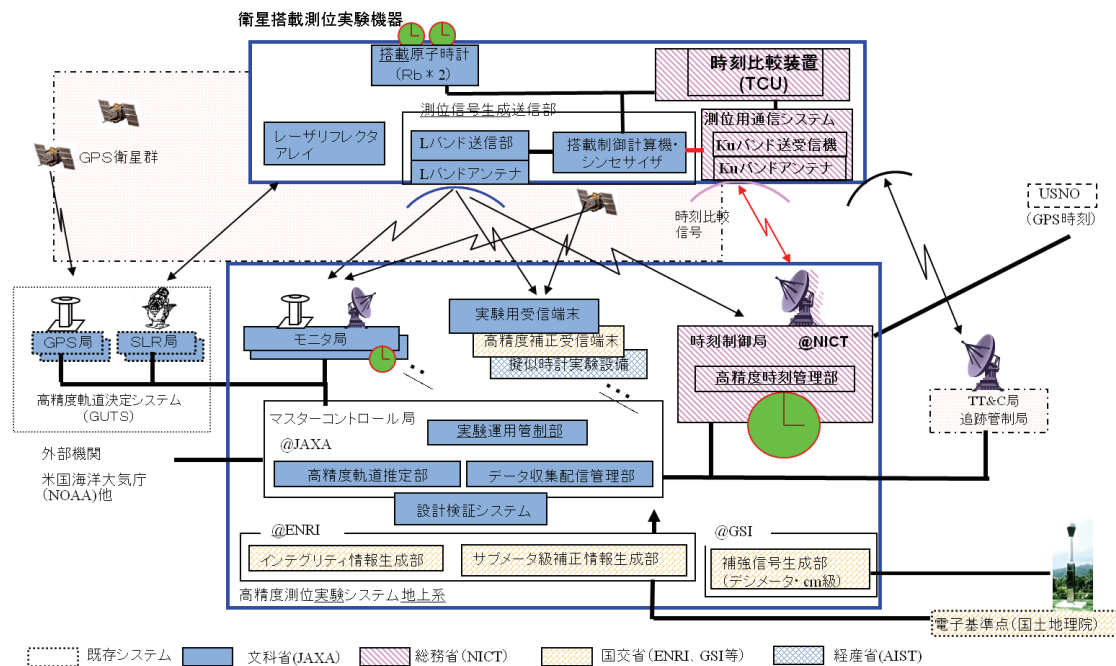


図 2. 15 高精度測位実験システムの構成と各省の分担

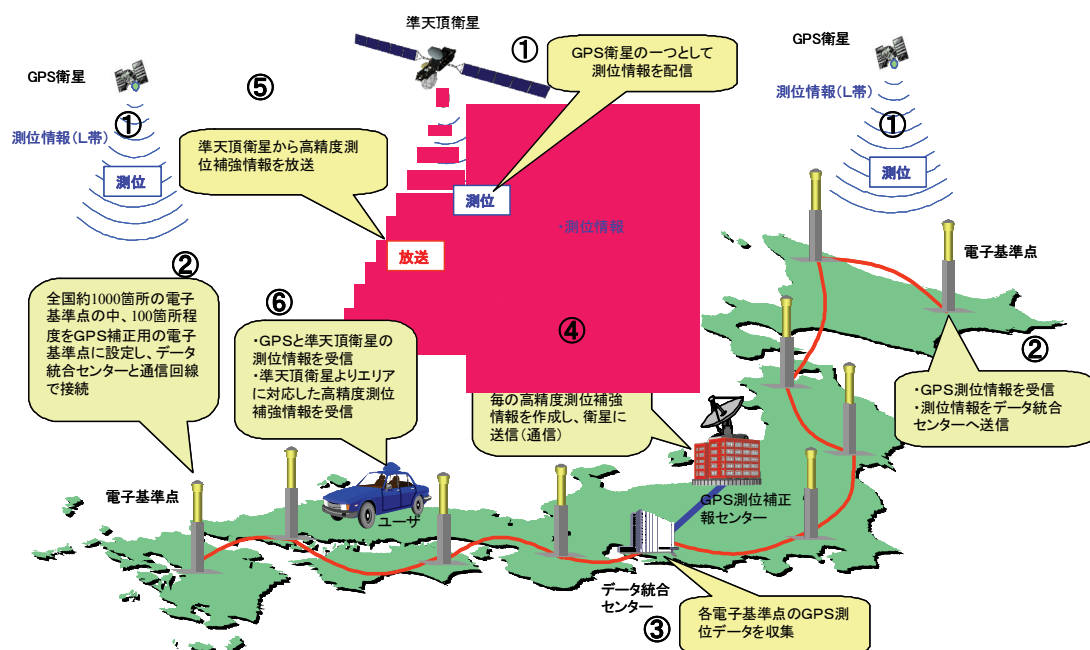


図 2. 16 測位補強システムの概念

第3章 衛星の軌道

本章では、衛星の軌道運動や軌道力学の基本について解説する。

3. 1 軌道要素

衛星の軌道は6つのパラメータで構成される軌道要素（軌道6要素、ケプラー要素ともいう）で表される。基準として任意に設定した時刻（元期という）における6つのパラメータで、衛星軌道は一意に表現される。基本的には3次元空間で位置と速度の自由度を持つため、他の6パラメータでも表されるが、ケプラー軌道要素は軌道の形や空間配置、元期における軌道上位置を直感的に把握できるので好都合である。

6つの軌道要素は、以下のとおりである。

- ・ 軌道長半径 (a)
- ・ 離心率 (e)
- ・ 軌道傾斜角 (i)
- ・ 昇交点赤経 (Ω)
- ・ 近地点引数 (ω)
- ・ 平均近点離角 (M)

衛星はケプラーの第1法則に基づいて、地球中心を一つの焦点とする楕円軌道上を運動する。6つの軌道要素は、大きく4種類の特徴を規定するものに分類される。

- ・ 軌道面（軌道の楕円を含む面）の空間配置角度： i 、 Ω
- ・ 楕円の長軸の方向： ω
- ・ 軌道の楕円の形： a 、 e
- ・ 元期における、楕円上の衛星位置： M

これらを順に、図を用いて説明するが、その前に衛星の軌道の定義に使用する慣性系である地球中心赤道座標系について図3. 1を用いて説明する。地球の赤道を天球上にまで延長したものを天の赤道といい、その円を含む面を赤道面という。図3. 1では、赤道面を灰色で表している。太陽が1年間に天空上で動く経路を黄道とよぶ。太陽は春分の日

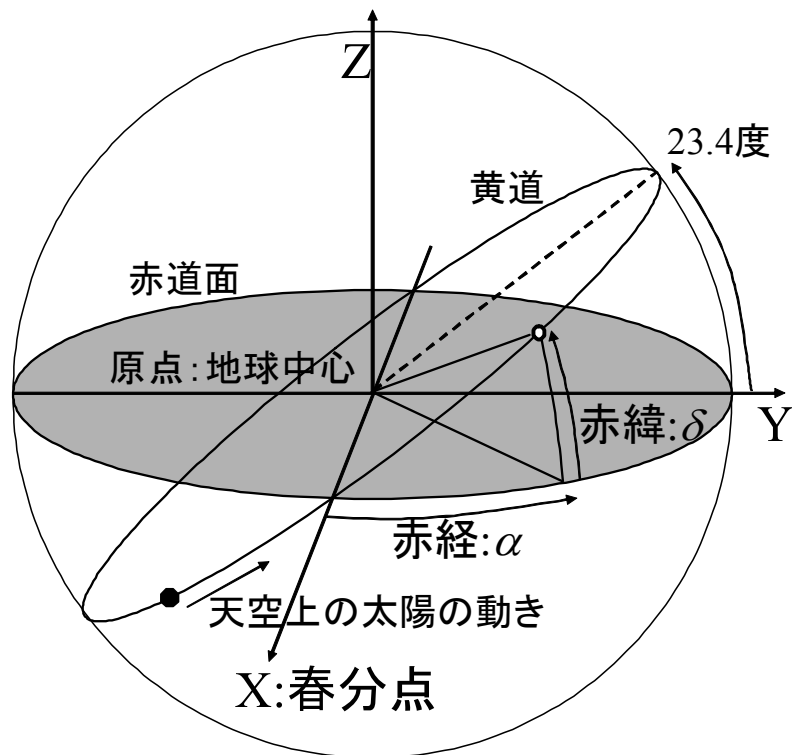


図3. 1 地球中心赤道座標系

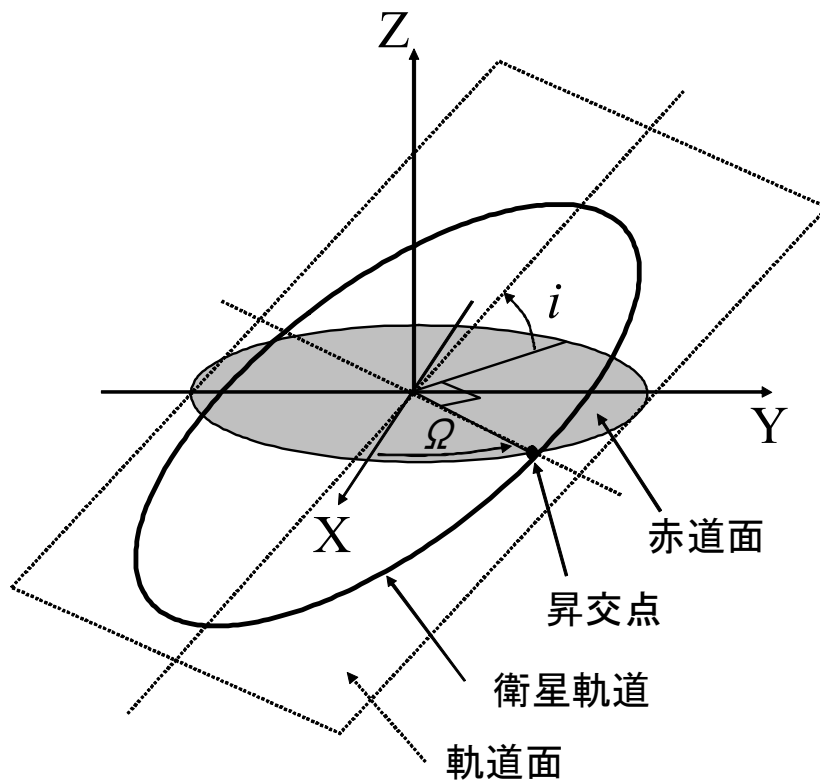


図3. 2 軌道面を定義する軌道要素 (軌道傾斜角: i 、昇交点赤経: Ω)

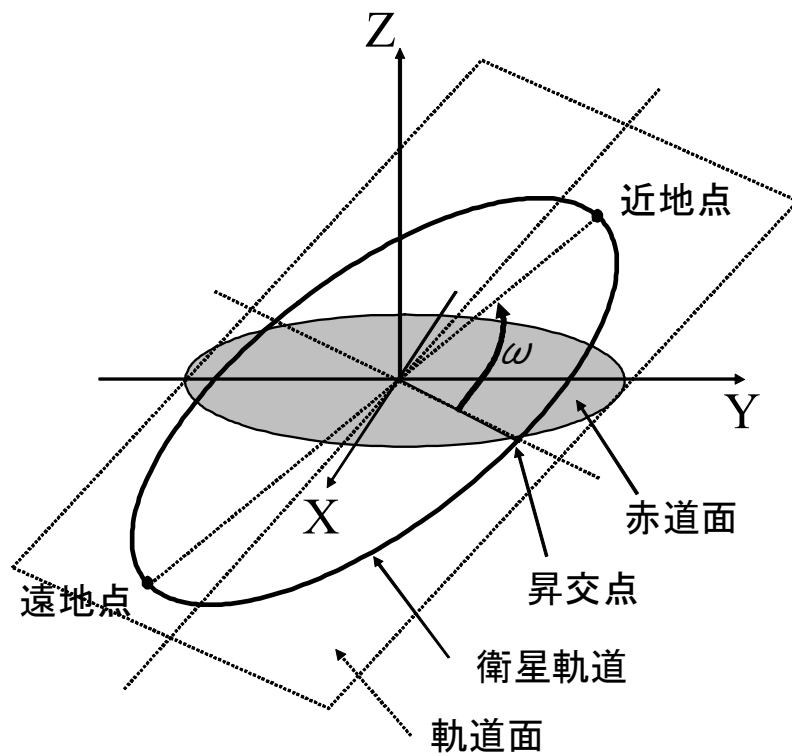


図 3. 3 楕円の長軸方向を定義する軌道要素（近地点引数： ω ）

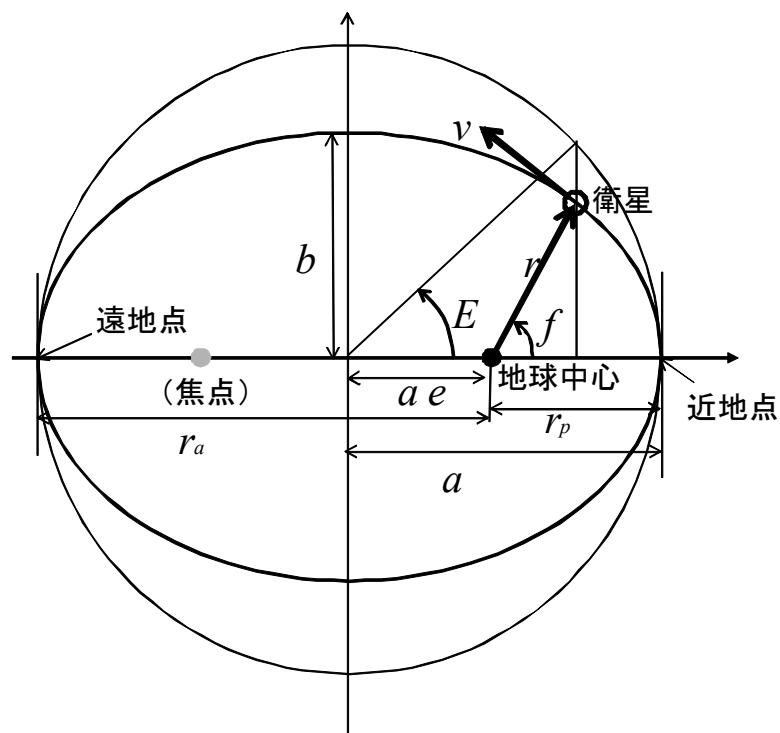


図 3. 4 楕円軌道のパラメータの定義

天の赤道を北向きに通過する。この点が春分点であり、赤道と黄道の交点である。地球中心を原点とし、ここから春分点を見る方向を X 軸とする。赤道面上で東回りに経度を定義し、この経度のことを赤経という。赤経 90 度の方向を Y 軸とする。また、赤道から北向きに定義した緯度を赤緯という。真北の方向に Z 軸をとる。

図 3. 2 は、軌道面を定義するための軌道要素である軌道傾斜角 i と昇交点赤経 Ω について表したものである。衛星軌道を含む面を軌道面といい必ず原点を通る。軌道面に関する補助線は点線で、赤道面に関する補助線は実線で示している。衛星が赤道面を北向きに横切る点を昇交点といい、この点の赤経が昇交点赤経 Ω である。また、赤道面に対する軌道面の傾き i を、軌道傾斜角という。

図 3. 3 は、楕円の長軸方向を定義する軌道要素である近地点引数 ω について表したものである。楕円の 2 つの焦点のうちの 1 つに地球中心があることから、楕円の長軸のうち地球に近い側に衛星が達したときに最も地球に近づき、楕円の長軸のうち地球から遠い側に衛星が達したときに最も地球から遠ざかる。最も地球に近い点を近地点、最も地球から遠ざかる点を遠地点とよぶ。近地点引数は、軌道面内で昇交点方向を基準として、近地点方向までの角度で表す。近地点が昇交点と同じ位置にあるときは近地点引数 0 度、近地点が軌道の最北点にあるときは近地点引数 90 度となる。

軌道面の空間に対する配置と楕円の長軸方向が決まったので、次に楕円の形について考える。楕円軌道を表す各パラメータの定義を図 3. 4 に示す。楕円の長軸の半径が軌道長半径 a である。楕円の中心から焦点、すなわち地球の中心までの距離は ae で表わされる。この e が離心率であり、長半径に対する楕円中心から焦点までの距離の比を意味するパラメータである。 b は短軸半径、 r_p は地球中心から近地点までの距離、 r_a は地球中心から遠地点までの距離であり、以下の式で求められる。

$$b = a\sqrt{1-e^2} \quad (3.1)$$

$$r_p = a(1-e) \quad (3.2)$$

$$r_a = a(1+e) \quad (3.3)$$

ケプラーの第 3 法則により、軌道長半径は軌道周期 T と以下の関係があり、地球を回る人工衛星の軌道周期は軌道長半径のみによって一意に決まる。

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \frac{2\pi}{n} \quad (3.4)$$

$$\mu = GM_e \quad (3.5)$$

ここで、 G は万有引力定数、 M_e は地球の質量である。 n は平均運動とよばれるパラメータで、単位時間当たりの軌道周回位相の増加分に相当する。準天頂衛星ネットワークシステムで使用する傾斜同期軌道の軌道長半径は約 42,164km、軌道周期は約 23 時間 56 分 4 秒である。

元期における軌道上の衛星位置を表すパラメータが近点離角である。図 3. 4 に示した f が真近点離角で、近地点を基準とした地球中心周りの回転角である。衛星を通過して楕円に外接する円周上にまで楕円の短軸方向に補助線を引き、近地点を基準として楕円の中心周りに求めた回転角（図 3. 4 の E ）を離心近点離角という。真近点離角と離心近点離角の間には、以下の関係がある。

$$\tan\left(\frac{f}{2}\right) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E}{2}\right) \quad (3. 6)$$

地球中心から衛星までの距離 r と衛星速度 v は、それぞれ以下の式で表わされる。

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos f} \quad (3. 7)$$

$$v = 2\sqrt{\frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{2a}} \quad (3. 8)$$

衛星の位置を定義するだけであれば真近点離角を使ってもよいが、元期から一定時間経過後の軌道要素を表現するためには、真近点離角は不便である。ケプラーの第 2 法則により、単位時間の衛星移動と地球中心とで描く面積、すなわち面積速度が一定のため、近地点付近では真近点離角の増加が速く、遠地点付近では遅くなり、増加率が一定でないためである。任意の時刻の軌道要素を容易に表現できるようにするためには、時間に比例して増加する平均近点離角 M を使うのがよい。元期を t 、直近の近地点通過時刻を t_p とすると、平均近点離角は 3. 4 式の平均運動を用いて、以下の式で与えられる。

$$M = n(t - t_p) \quad (3. 9)$$

平均近点離角は理想化したパラメータであるため、実際の衛星の位置を計算するためには最終的に真近点離角まで換算を行う必要がある。平均近点離角と離心近点離角の関係は、ケプラーの第 2 法則に基づき以下の式で与えられる。

$$M = E - e \sin E \quad (3. 10)$$

この式はケプラー方程式とよばれている。軌道要素の時間伝搬という観点では、平均近点離角に $n\Delta t$ (Δt は時間差) を加算していけばいいだけなので簡単ではあるが、実際の衛星

位置を計算するためには、ケプラー方程式を解いて M から E を求めなければならない。見てわかるとおり、解析的には解けない非線形方程式で、数値計算が必要である。さらに、3. 6 式を用いて、真近点離角を計算する必要がある。真近点離角から、軌道面内での 2 次元座標系での衛星位置が求められ、3 次元空間での 3 回の回転座標変換を行えば、衛星の位置が得られる。

なお、数式の導出や軌道計算方法の詳細については、文献 [27] を参照されたい。

3. 2 準天頂衛星の軌道を変化させる摂動力

地球を周回する人工衛星は、基本的には地球の重力に引かれて運動し、地球と衛星との重力2体問題で運動を記述できる。この場合は、前節で示した軌道要素が完全に保持され、永久に同じ軌道を回り続ける。しかしながら、実際には中心力としての地球重力以外に、外乱を与えるさまざまな外力が働いており、これにより軌道運動が乱されて軌道要素が変化する。このような外力を摂動力といい、軌道が変化することを摂動という。

摂動力としては、地球が完全球対称でないことによる重力ポテンシャルの高次項や月および太陽の重力、低高度では大気による抵抗など、さまざまなものがある。摂動力の大きさは、地球中心からの距離に強く依存する。

準天頂衛星ネットワークシステムで用いる傾斜同期軌道の軌道長半径は、静止軌道と同じであるため、衛星にはたらく主要な摂動力とその大きさも静止衛星の場合とほぼ同じである。ただし軌道面や離心率が異なるため、軌道の変化のしかたは静止衛星と異なる。主な摂動力とその加速度を表3. 1に示す。中心天体である地球の重力加速度も参考として示した。この加速度は地球中心赤道座標系におけるもので、傾斜同期軌道における最大値である。最大の摂動力である地球の扁平の効果を1として、各摂動力の寄与度も示した。

最大の摂動要因は地球の扁平（地球重力ポテンシャルの2次のZonal項、 J_2 ）である。中心力である地球重力の1万分の1程度の大きさの力が働く。続いて月の重力で、地球の扁平の効果の半分弱の寄与、太陽の重力はさらにその半分の寄与がある。その他の摂動力はこの3つの摂動力よりも1桁以上小さい。このため、衛星の軌道保持制御量を取り扱う本研究では主として上記の3つの摂動力を取り扱う。さらに、太陽輻射圧および地球ポテンシャルの2次のTesseral項（ C_{22}, S_{22} ）についても考慮する。地球重力ポテンシャルの3次以上の高次項および表3. 1に示していない摂動力については、上記のものよりさらに1桁以上小さく、軌道保持制御量には影響しないため、本研究では無視することとした。

摂動は、その効果の現れ方により3種類に分類される。永年摂動は、特定の軌道要素に対する変位が時間に比例して増大するような摂動である。時間の経過とともに、当初の軌道から大きく外れていくことになる。短周期摂動は、衛星が1周回する間に軌道要素の変位が正弦関数的に変化するもので、1周回後には元に戻る。長周期摂動は、衛星の1周回よりも長い周期で軌道要素の変位が正弦関数的に変化するものである。長周期摂動につい

表 3. 1 傾斜同期軌道における主要摂動力

摂動力	地球中心系での加速度(m/s ²)	寄与度
中心力 (地球重力)	2.24×10^{-1}	13400
地球の扁平 (J_2)	1.7×10^{-5}	1
地球ポテンシャル 2 次 Tesseral 項 (C_{22}, S_{22})	8×10^{-8}	0.005
地球重力ポテンシャル (3 次以上)	$< 10^{-8}$	< 0.0006
太陽重力	3×10^{-6}	0.2
月重力	7×10^{-6}	0.44
太陽輻射圧	3×10^{-7}	0.018

でも、その 1 周期後には元に戻る。たとえば太陽の重力による摂動の中には、周期半年の長周期摂動がある。本研究においては、短周期摂動を無視している。1 日で元に戻ることと、軌道要素の変位の振幅が小さく軌道保持制御に影響しないためである。

3. 2. 1 地球の扁平による摂動

地球の扁平による昇交点赤経の永年摂動は、

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \frac{nJ_2 \cos i}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R}{a}\right)^2 \quad (3. 1 1)$$

で表される。 n は平均運動、 R は地球半径、 J_2 は地球重力ポテンシャルの 2 次 Zonal 項の係数である。傾斜同期軌道における昇交点赤経の変化率を図 3. 5 に示す。移動体衛星通信のための準天頂衛星ネットワークシステムの場合は、一般的には黄色で示した範囲の軌道傾斜角に配置される。日本付近に対して最適な軌道傾斜角は 45～50 度である。軌道傾斜角 45 度の円軌道では、昇交点赤経の変化率は-3.47 度／年である。

地球の扁平によって生じる近地点引数の永年摂動は次式で表される。

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{3}{4} \frac{nJ_2 (1-5\cos^2 i)}{(1-e^2)^2} \left(\frac{R}{a}\right)^2 \quad (3. 1 2)$$

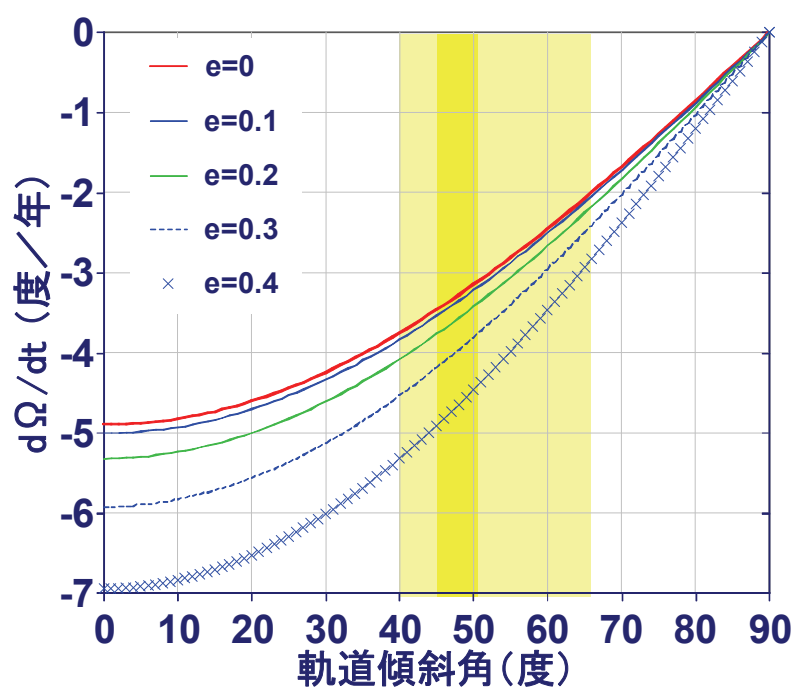


図 3. 5 地球の扁平による昇交点赤経の変化率

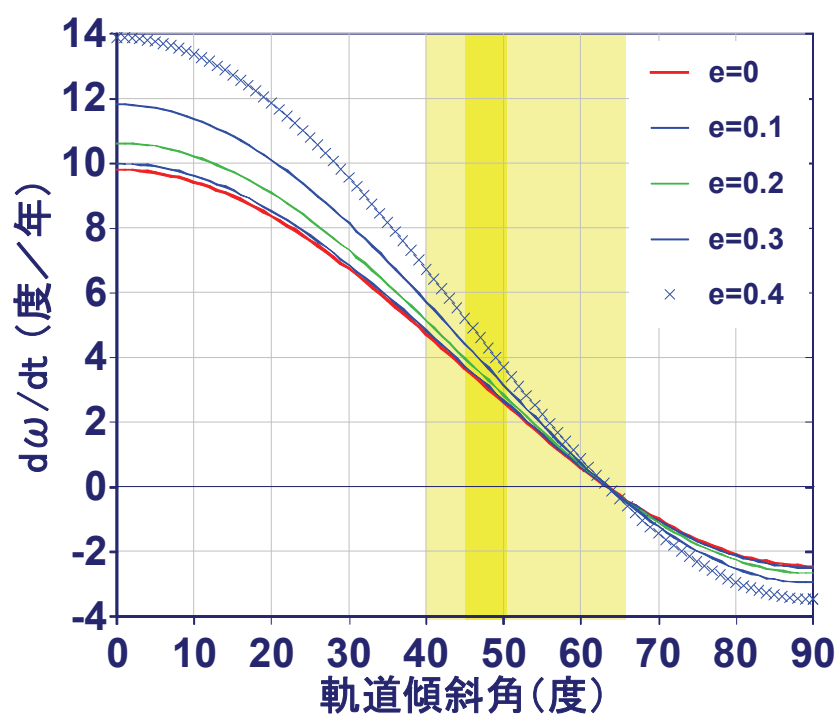


図 3. 6 地球の扁平による近地点引数の変化率

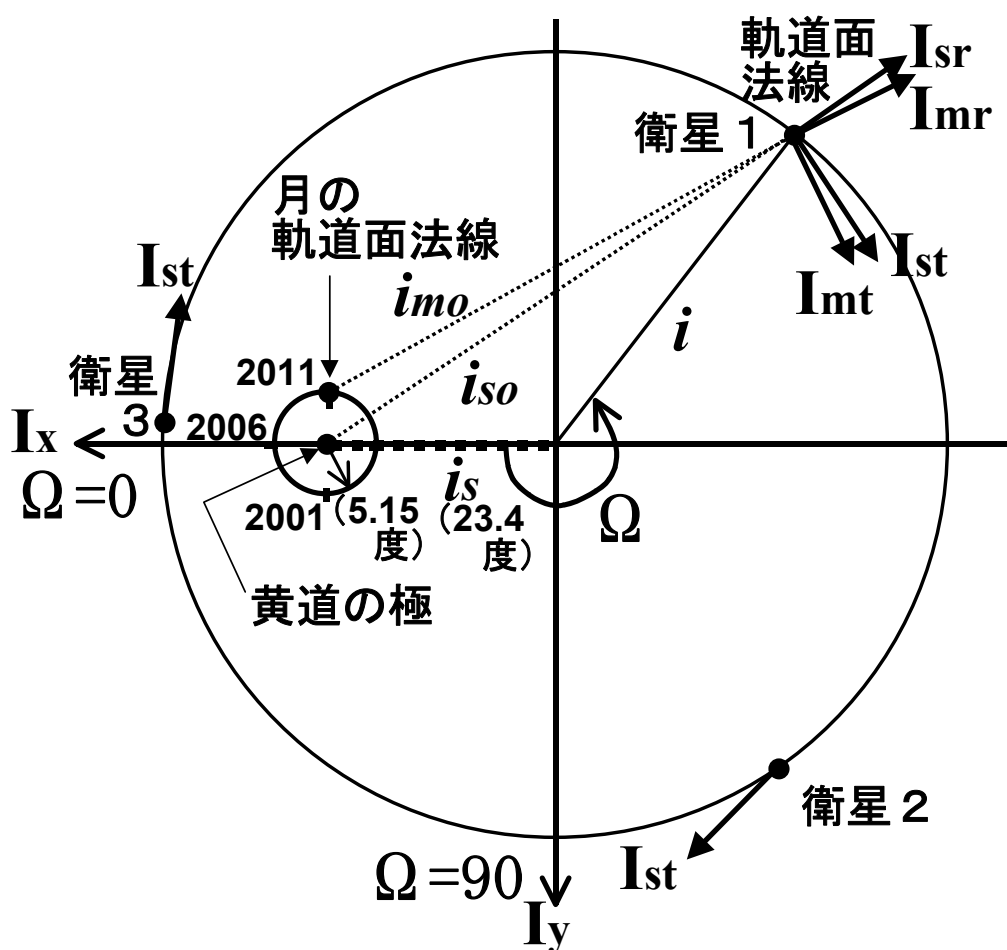
傾斜同期軌道における近地点引数の変化率を図 3. 6 に示す。軌道傾斜角 45 度で離心率 0.1 の傾斜同期軌道では、近地点引数の変化率は 3.75 度／年である。図 3. 6 からわかるように、軌道傾斜角を 63.4 度にすると近地点引数の永年摂動は 0 になる。このことから、HEO（長楕円軌道）を用いたシリウスサテライトラジオなどのシステムでは、軌道の遠地点を最北点に保持（近地点引数を 270 度に保持）するのに有利な、軌道傾斜角 63.4 度の軌道を採用している。

3. 2. 2 月・太陽の重力による摂動

月・太陽の重力による摂動に関しては、摂動を与える天体（月または太陽）と地球及び衛星の 3 体問題として考える必要がある。月の場合を考えると、地球及び月はそれらの共通重心の周りを回転し、その地球の周りを衛星が回ることになる。摂動力について考えると、月による引力と、地球が共通重心周りを回ることによる遠心力のベクトル合成という形になる。月に近い側では月の引力が強くて月の方に向かって力が働くが、地球を挟んで月と衛星が反対側にあるときには遠心力の方が強く、月と反対側に力が働く。地球中心よりも月側に月・地球系の共通重心が存在するため、月と反対側にあるときには共通重心と衛星の間の距離が長くなり遠心力が大きくなるためである。いわゆる潮汐力として働き、地球上で潮汐が起こるのと同じ原理である。地球を挟んで月に近い側では引力となり、反対側では斥力となることから、衛星が回っている軌道面を月の軌道面の方に引き起こそうとする力が働き、結果として月の軌道面法線（軌道面に垂直な線）を中心に衛星の軌道面法線が回転する、いわゆる歳差運動（傾いたコマの軸方向がゆっくりと回転する運動と同じ）が生じることになる。

月および太陽の重力によって、軌道面法線ベクトル、すなわち軌道傾斜角 i と昇交点赤経 Ω に永年摂動や長周期摂動が表れる。たとえば太陽が春分点にある場合、衛星の軌道面と太陽の方向が一致することから、軌道面を引き起こす力は働かない。軌道面を引き起こす力は徐々に増加して夏至で最大になり、秋分で再び 0 になる。軌道の摂動もこれに比例して表れる。この間の軌道パラメータの平均的な増加が永年摂動となり、これと半年周期の長周期摂動が重ね合わさったものとなる。軌道面法線ベクトルの変化量は、太陽による場合は黄道の極（太陽の軌道面法線）方向と衛星の軌道面法線方向のなす角に、月による場合は月の軌道面法線方向と衛星の軌道面法線方向のなす角にそれぞれ依存する。準天頂衛

図 3. 7 は、衛星の軌道面法線、黄道の極および月の軌道面法線の関係を示したものである。実空間の北極の方向から眺め、春分点が **Iy** 方向にあると考える。軌道傾斜角が 0 であれば、軌道面法線は北極の方向、つまりこの図の原点にくる。昇交点赤経が 0 度で軌道傾斜角を持たせると、軌道の **-Ix** 方向が北に引き上げられることから、軌道面法線ベクトルは **Ix** 方向に動く。つまり i と Ω はそれぞれ、図 3. 7 の半径方向および **Ix** を基準とした回転角で表される。黄道面の傾き i_s は 23.4 度、昇交点赤経は 0 度であり、月の軌道面法線は黄道の極の周りを 5.15 度の角度差をもって 18.6 年周期で動く。準天頂衛星ネットワークシステムを構成する各衛星の軌道面法線は、軌道傾斜角 i に対応する円周上に 120 度間隔で均等に配置される。



33

太陽の重力による軌道面法線の永年摂動は、**Ist** 方向、すなわち黄道の極の周りを時計まわりに回転する方向にのみ表れる。周期半年の長周期摂動は、**Ist** 方向だけではなく、**Isr** 方向、すなわち黄道の極と軌道面法線のなす角が変化する方向にも生じる。摂動の大きさは、黄道の極と衛星の軌道面法線のなす角 i_{so} の関数として求められる。円軌道の場合、太陽の重力による軌道面法線の永年摂動の大きさは、次の式で表される。

$$\left| \frac{d\mathbf{I}}{dt} \right| = \frac{3}{4} \frac{\mu_s}{h} \frac{r^2}{r_s^3} \cos i_{so} \sin i_{so} \quad (3.13)$$

ここで、 $\mu_s = 1.32686 \times 10^{11} \text{ km}^3/\text{s}^2$ 、 $r_s = 1.4959 \times 10^8 \text{ km}$ 、 h は衛星の軌道運動の角運動量で、次式で求められる。

$$h = \sqrt{a(1-e^2)\mu} \quad (3.14)$$

3.13 式は軌道面法線ベクトルの変化率を示しており、**Ist** の方向を考慮して、軌道傾斜角と昇交点赤経の変化率を求めることができる。

月による永年摂動についても、太陽の場合と同様に **Imt** 方向にのみ永年摂動が表れ、周期半月の長周期摂動は **Imt** 方向および **Imr** 方向に生じる。摂動の大きさは、道の極と衛星の軌道面法線のなす角 i_{mo} の関数として求められる。円軌道の場合、月の重力による軌道面法線の永年摂動の大きさは、次の式で表される。

$$\left| \frac{d\mathbf{I}}{dt} \right| = \frac{3}{4} \frac{\mu_m}{h} \frac{r^2}{r_m^3} \cos i_{mo} \sin i_{mo} \quad (3.15)$$

ここで、 $\mu_m = 4.9028 \times 10^3 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 、 $r_m = 3.844 \times 10^5 \text{ km}$ である。

楕円軌道の場合には 3.13 式や 3.15 式のような解析式では求められない。しかしながら、離心率が 0.2 以下で円軌道に近い場合には、これらの式で近似しても誤差は数%である。なお、楕円軌道の場合には、離心率と近地点引数にも永年摂動が生じる。これらの大きさについては数値積分で求める必要がある。

3.2.3 その他の摂動の効果

太陽輻射圧は離心率ベクトル（離心率および近地点引数）に周期 1 年の長周期摂動を生じさせる。離心率ベクトルとは、地球中心から衛星の近地点の方向を指し、大きさが離心率に等しいベクトルである。太陽輻射圧による加速度は、以下の式で与えられる。

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{m} = P \frac{A}{m} C_p \quad (3.16)$$

ここで、 F は摂動力、 P は定数で $P=4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ 、 A は衛星の断面積、 m は衛星の質量、 C_p は衛星表面の反射係数である。太陽輻射圧は、太陽光のもつ光の運動量が衛星に与えられることによって生じる。したがって、衛星表面が光を完全吸収する場合の反射係数は1、鏡面反射する場合の反射係数は2である。一般的な衛星の場合はおおよそ1.3程度である。

地球ポテンシャルの2次の **Tesseral** 項は、静止軌道の場合と同様に軌道長半径に永年摂動をもたらす。静止軌道で東西制御を行うのは、この摂動を打ち消して軌道を保持するためである。摂動力自体が小さいため軌道保持に必要な制御量は少ないが、軌道長半径の変化は軌道周期の変化に直結し、経度方向に衛星直下点軌跡が移動してしまうため、必ず実施しなければならない軌道保持制御である。

3. 3 軌道の制御

軌道の制御は、衛星軌道上の特定の位置において特定の方向にエンジンを噴射して、速度増分（増速）を与えることによって行う。軌道制御の増速方向を定義する座標系を図3.8に示す。 \mathbf{R} は半径方向、 \mathbf{S} は軌道面内で衛星の進行方向側で \mathbf{R} に垂直な方向、 \mathbf{W} は軌道面法線方向とする。軌道制御により、 \mathbf{R} 、 \mathbf{S} 、 \mathbf{W} の各方向にそれぞれ ΔV_R 、 ΔV_S 、 ΔV_W の増速を与えたときの各軌道要素の変化は以下の式で表される [27]。これらの式はガウス方程式とよばれる。

$$\Delta a = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} (\Delta V_R e \sin f + \Delta V_S (1 + e \cos f)) \quad (3. 17)$$

$$\Delta e = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} (\Delta V_R \sin f + \Delta V_S (\cos E + \cos f)) \quad (3. 18)$$

$$\Delta i = \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \frac{r}{a} \Delta V_W \cos(\omega + f) \quad (3. 19)$$

$$\Delta \Omega = \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \frac{r}{a} \Delta V_W \frac{\sin(\omega + f)}{\sin i} \quad (3. 20)$$

$$\Delta \omega = \frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left(-\Delta V_R \cos f + \Delta V_S \left(1 + \frac{r}{a(1-e^2)} \right) \sin f \right) - \frac{r}{h} \Delta V_W \cot i \sin(\omega + f) \quad (3. 21)$$

平均近点離角についても同様の式があるが、単なる $\Delta \omega$ のはね返り、すなわち近地点引数が増加したことにより見かけ上平均近点離角が減少するという効果を表しているだけなので、ここでは省略する。

平均近点離角は楕円軌道上の衛星位置を表しており、他の軌道要素をそのまま保つ（楕円軌道の形状を変化させない）という条件では、平均近点離角だけを変えようとするとき瞬時に衛星の位置を変える必要があり、実現は不可能である。他の軌道要素を保ちながら平均近点離角を増やしたい場合には（平均近点離角は時間とともに増加するものであるが特定時刻の値を一定量増やしたい場合は）、いったん軌道長半径を小さくして軌道周期を短くし、平均近点離角の増加率を増やして進めたうえで、1周期後に軌道長半径を元に戻すというような制御を行って実現する。

ガウスの方程式に戻って、各数式の意味を定性的に説明する。以下では離心率はおおむね 0.2 以下の小さい値であると仮定する。

軌道長半径を増やしたい場合には、3. 1 7 式により **S** 方向（離心率が小さい場合はほぼ衛星の進行方向）に増速すればよい。 f が 0 度である近地点で行うとより効果的であるが、基本的には軌道上のどこで行ってもよい。

離心率を増やしたい場合は、3. 1 8 式により、 $f=E=0$ 度である近地点で **S** 方向、もしくは、 $f=E=180$ 度である遠地点で **-S** 方向の増速するのが効果的である。**R** 方向の増速に比べ 2 倍の効果がある。

軌道傾斜角を増やしたい場合には、3. 1 9 式により、 $\omega+f=360$ 度である昇交点で **W** 方向、もしくは、 $\omega+f=180$ 度である降交点で **-W** 方向に増速するのが効果的である。両方で衛星高度（地球中心からの距離）が異なる場合は、高度が高い側で行う方が効果的である。

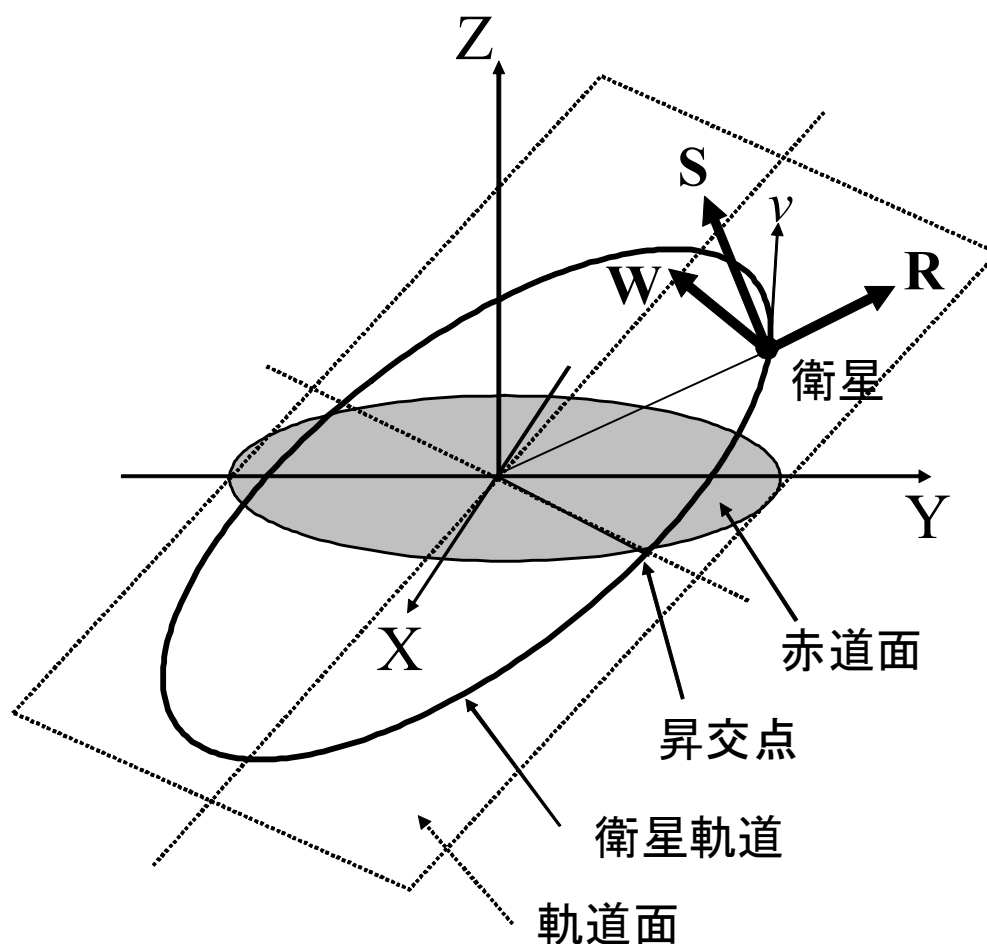


図 3. 8 軌道制御の増速方向を示す座標系

昇交点赤経を増やしたい場合は、3.20式により、 $\omega+f=90$ 度である最北点で **W** 方向、もしくは、 $\omega+f=270$ 度である最南点で **-W** 方向に増速するのが効果的である。両方で衛星高度が異なる場合は、高度が高い側で行う方が効果的である。

近地点引数を増やしたい場合には、3.21式により $f=90$ 度で **S** 方向、もしくは $f=270$ 度で **-S** 方向に増速するのが効果的である。なお、この式の ΔV_W を含む項は、昇交点赤経を制御した際にはね返し分であり、他の項と比較して寄与が小さい。

これらの式からわかるように、全ての軌道要素が独立に制御できるわけではなく、1回の制御で2つ以上の軌道要素に変化を与えることもある。同時に2つ以上の軌道要素を目的の方向に制御することができれば効果的である反面、他の軌道要素に影響を与えずに特定の軌道要素だけを制御したい場合には、制御方法に工夫を要する場合もある。準天頂衛星ネットワークシステムの軌道保持制御に適用した場合については、第5章において最適な制御方法を示す。

第4章 準天頂衛星の軌道配置の最適化

本章では、準天頂衛星ネットワークシステムを構成する衛星の軌道配置の最適化について述べる。最初に、解析的に解くことができる円軌道の軌道運動について定式化する。次に円軌道の場合の仰角特性の概要を示し、軌道配置最適化のための見通しを得る。定式化した数式を用いて、軌道傾斜角の関数として特定地域の運用最低仰角が最大となる緯度を求める数式を導出する。さらに、日本を対象とした場合のサービス範囲全体を考慮し、確保できる最低仰角が最大になる最適軌道パラメータを示す。

楕円軌道の場合については、南北両半球へのサービスに適した軌道を提案し、軌道要素を変化させたときの仰角特性への影響を示す。その上で日本とオーストラリアを対象にした場合の最適軌道パラメータを導出する。次に、北半球限定で非常に高い仰角が得られる軌道を示し、同様に軌道要素を変化させたときの仰角特性への影響を評価する。さらに、衛星間でのハンドオーバーが地上から見てほぼ同一位置で可能となる軌道を提案し、その条件を満たす軌道パラメータを導出する。

4. 1 円軌道の軌道運動定式化

本節では、円軌道の場合の傾斜同期軌道上の衛星の運動について、自転する地球との相対的な運動を含めて定式化する。なお、楕円軌道の場合には、3. 10式のケプラー方程式が解析的に解けないため定式化は困難である。

定式化のための座標系とパラメータを図4. 1に示す。円軌道の場合の近地点引数は任意に選ぶことができるが、簡単化のために0度とする。また、3. 6式および3. 10式で $e=0$ とすると、 $M=E=f$ となる。その結果として、平均近点離角は昇交点からの回転角として表される。 λ_0 は、図2. 3のように8の字を描く衛星直下点軌跡の中心経度（円軌道の場合は昇交点経度と一致する）を表し、赤道上で経度 λ_0 の点は、地球の自転とともにこの座標系の赤道線上を回転する。また、昇交点赤経についても0度の場合で代表している。昇交点赤経が異なっても、衛星軌道と直下の地球が同じだけZ軸周りに回転するため、衛星と地球との相対的な位置関係は変わらない。

衛星が昇交点を通過するとき、その直下点の経度は λ_0 となる。衛星の公転と地球の自転

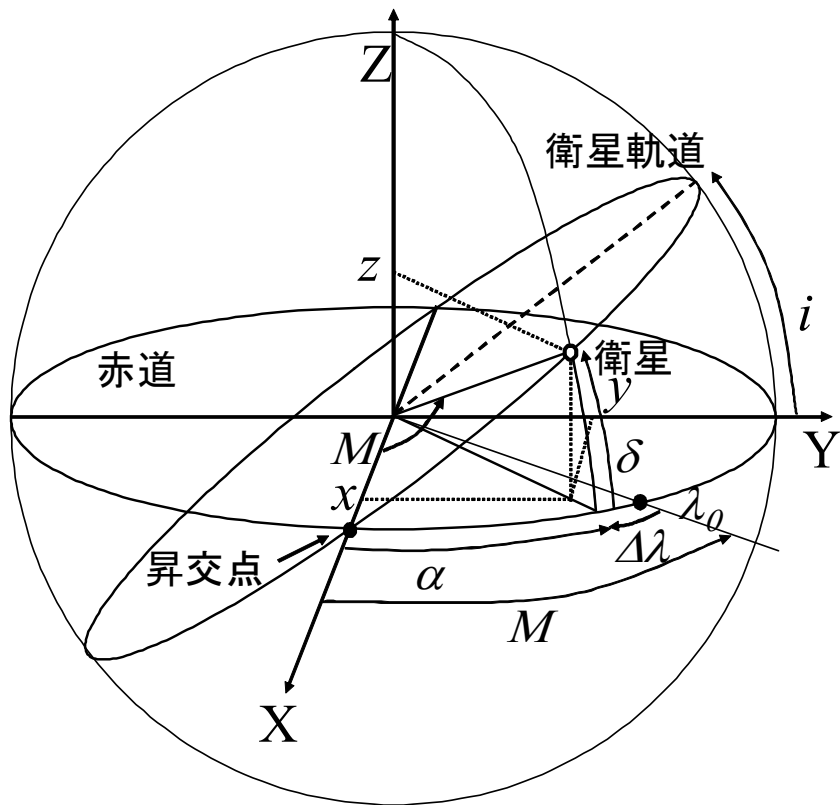


図 4. 1 傾斜同期円軌道の定式化のための座標系とパラメータ

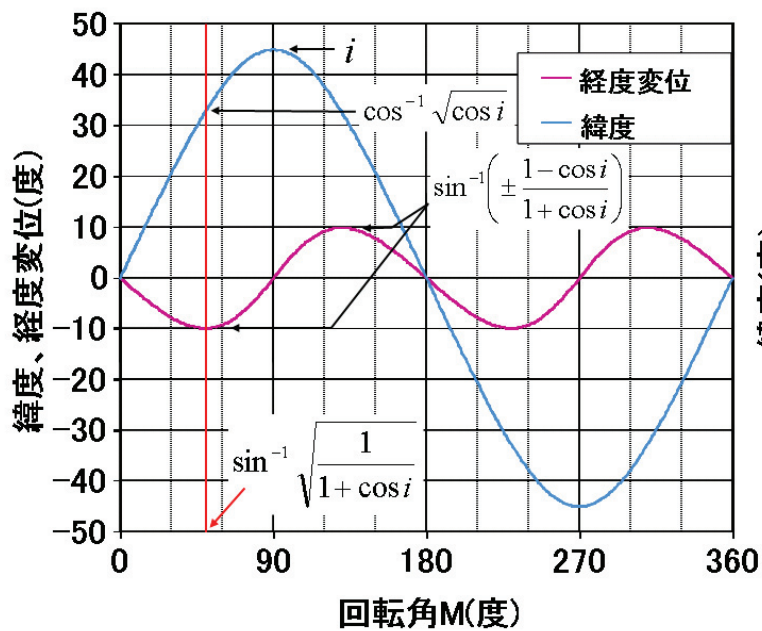


図 4. 2 回転角に対する衛星直下点緯度と経度変位

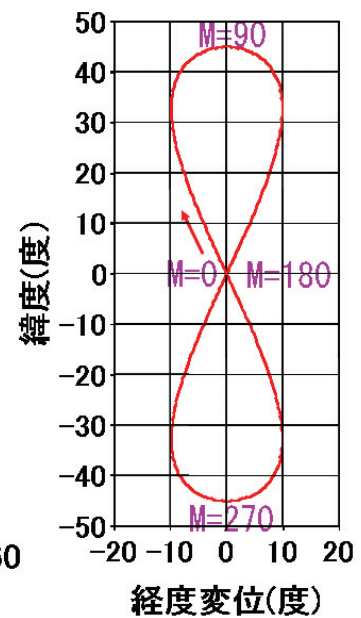


図 4. 3 衛星直下点
緯度と経度変位の関係

が同期しているので、衛星の回転角（平均近点離角）が M の時には地球の回転角も M となる。結果として、中心経度 λ_0 に対する衛星直下点の経度の変位 $\Delta\lambda$ は、次の式で表される。

$$\Delta\lambda = \alpha - M \quad (4.1)$$

衛星の位置は、軌道要素または赤道座標系を用いて、それぞれ 2 通りに表される。

$$x = \cos M = \cos \delta \cos \alpha \quad (4.2)$$

$$y = \sin M \cos i = \cos \delta \sin \alpha \quad (4.3)$$

$$z = \sin M \sin i = \sin \delta \quad (4.4)$$

なお、このケースでは δ は衛星直下点の緯度に対応する。これらの式から、衛星直下点緯度および経度に関するパラメータは、平均近点離角の関数として以下の式で表される。

$$\delta = \sin^{-1}(\sin M \sin i) \quad (4.5)$$

$$\alpha = \tan^{-1}(\tan M \cos i) \quad (4.6)$$

$$\Delta\lambda = \tan^{-1}(\tan M \cos i) - M = \sin^{-1}\left(\frac{\cos i - 1}{\cos \delta} \sin M \cos M\right) \quad (4.7)$$

回転角（平均近点離角）は時間の線形関数であるため、これらの式から任意の時刻における衛星直下点の緯度および経度が求められる。軌道傾斜角が 45 度の場合について、回転角 M に対する衛星直下点の緯度および中心経度からの経度変位を図 4. 2 に、衛星直下点の緯度と経度変位の関係を図 4. 3 に示す。

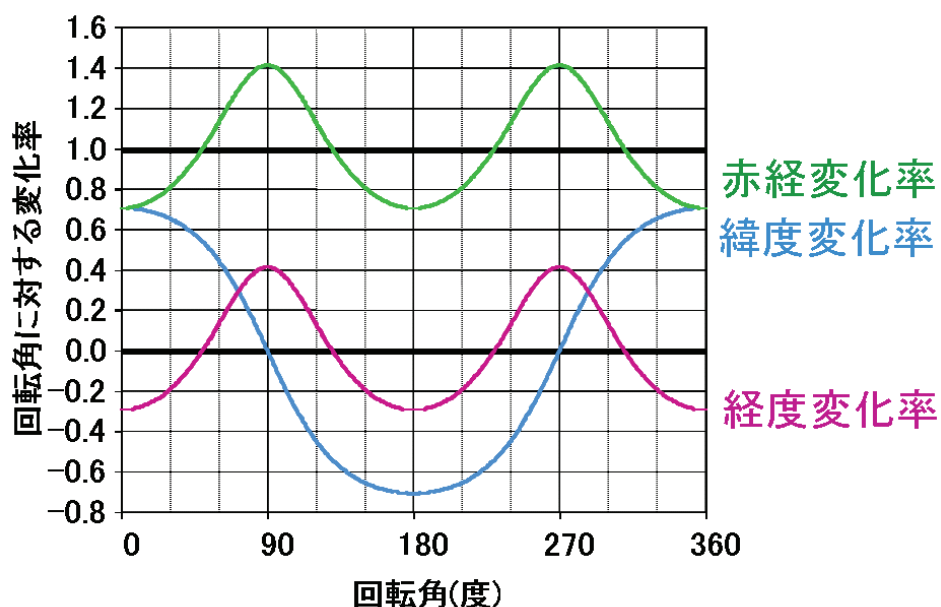


図 4. 4 回転角に対する衛星直下点の緯度と経度および赤経の変化率

衛星直下点の緯度と経度の変化率については、4. 5式および4. 7式を M で微分することによって得られる。

$$\frac{d\delta}{dM} = \frac{\cos M \sin i}{\cos \delta} = \frac{\cos M \sin i}{\sqrt{1 - \sin^2 M \sin^2 i}} \quad (4. 8)$$

$$\frac{d\Delta\lambda}{dM} = \frac{\cos i}{\cos^2 M + \sin^2 M \cos^2 i} - 1 \quad (4. 9)$$

回転角に対する衛星直下点の緯度と経度および赤経の変化率を図4. 4に示す。

4. 5式より衛星直下点の緯度は、 $M=\pm 90$ 度のときに次の極値をとる。

$$\delta_{\max} = \pm i \quad (4. 10)$$

このことから、衛星直下点軌跡の最北点及び最南点の緯度は軌道傾斜角に等しいことがわかる。

衛星直下点経度変位が最大になる回転角は4. 9式の右辺を0とすることにより求められる。経度変位の極値を与える回転角 $M_{\Delta\lambda\max}$ は、次の式で与えられる。

$$M_{\Delta\lambda\max} = \sin^{-1} \left(\pm \frac{1}{\sqrt{1 + \cos i}} \right) \quad (4. 11)$$

衛星直下点の経度変位の極値 $\Delta\lambda_{\max}$ とそのときの衛星直下点の緯度 $\delta_{\Delta\lambda\max}$ は、それぞれ以下の式で与えられる。

$$\Delta\lambda_{\max} = \sin^{-1} \left(\pm \frac{1 - \cos i}{1 + \cos i} \right) \quad (4. 12)$$

$$\delta_{\Delta\lambda\max} = \cos^{-1} (\sqrt{\cos i}) \quad (4. 13)$$

4. 12式は経度変位の最大値を与えるが、地球中心角という観点での衛星直下点軌跡の最大幅とは多少差異がある。緯度が高くなると経線の間隔が狭くなるためである。緯度 δ における衛星直下点軌跡の全幅 w は、その緯度における経度変位 $\Delta\lambda$ を用いて、次式で表される。

$$\cos w = \sin^2 \delta + \cos^2 \delta \cos^2 \Delta\lambda - \cos^2 \delta \sin^2 \Delta\lambda \quad (4. 14)$$

この w が最大値をとる回転角 $M_{w\max}$ とそのときの最大値 w_{\max} は、それぞれ以下の式で与えられる。

$$\sin M_{w\max} = \pm \sqrt{1/2} \quad (4. 15)$$

$$\cos w_{\max} = 1 - \frac{(\cos i - 1)^2}{2} \quad (4. 16)$$

4. 15式からわかるように、地心角度で見た場合に軌跡の経度幅が最大になるのは、回転角が45度するときである。

準天頂衛星ネットワークシステムは、最低でも3機、確保できる最低仰角を高めたい場合には4機の衛星で構成されることになる。3機の衛星で構成される場合には、8時間ごとに回転角150度に達した衛星から回転角30度の衛星にハンドオーバーを行う。このことから、仰角特性の評価を行う際には $M=30$ 度の際の衛星直下点の緯度と経度変位が重要になる。それぞれの値を求める数式は、4.5式と4.7式に $M=30$ を代入することにより得られ、以下の式で与えられる。

$$\sin \delta_{30} = \sin i / 2 \quad (4.17)$$

$$\sin \Delta \lambda_{30} = \frac{\sqrt{3} \cos i - 1}{4 \cos \delta_{30}} = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{\cos i - 1}{\sqrt{\cos^2 i + 3}} \quad (4.18)$$

4機の衛星で構成される場合には、6時間ごとに回転角135度に達した衛星から回転角45度の衛星にハンドオーバーを行う。したがって、 $M=45$ 度の際の衛星直下点の緯度と経度変位が重要であり、これらは4.5式と4.7式に $M=45$ を代入することにより得られ、以下の式で与えられる。

$$\sin \delta_{45} = \sin i / \sqrt{2} \quad (4.19)$$

$$\sin \Delta \lambda_{45} = \frac{1 \cos i - 1}{2 \cos \delta_{45}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\cos i - 1}{\sqrt{\cos^2 i + 1}} \quad (4.20)$$

4. 2 円軌道の仰角特性最適化

円軌道の場合には離心率が0であり近地点引数も不定（任意）である。残りの軌道要素4つのうち、軌道長半径については、同期軌道という条件から一意に決まる。昇交点赤経と平均近点離角については、その組み合わせにより地球に対する昇交点経度が決まるという関係にあり、従属関係にある。結局円軌道の傾斜同期軌道を用いた準天頂衛星ネットワークシステムの場合には、最適化すべきパラメータは軌道傾斜角と昇交点経度ということになる。

4. 2. 1 円軌道の仰角特性概要

円軌道の場合には、衛星直下点軌跡が昇交点経度に対して東西対称であることから、特定の地点で確保できる最低仰角を最大にするためには、衛星直下点軌跡の対称線がその地点を通るようにする、すなわち、その地点の経度と昇交点経度を一致させることになる。東京（東経約140度）に対して最適化する場合には、昇交点経度を140度とすればよいことになる。残る最適化パラメータは軌道傾斜角だけであるが、これを変化させることにより衛星の仰角がどのように変化するかを調べた。

昇交点経度を東経140度に設定して、さまざまな軌道傾斜角をもたせた場合についての東京における仰角の時間変化を図4. 5に示す。8の字軌跡の最北点を通過する時刻を0とし、その前後6時間ずつ、つまり衛星が北半球上空にある間の仰角変化を示した。軌道傾斜角0は静止軌道に相当する。静止軌道のうちで仰角が最大となる真南に配置したケースであるにもかかわらず、仰角は48度にしかならないことがわかる。傾斜軌道の場合は、衛星が北半球にある12時間は静止軌道の場合よりも高い仰角が得られ、40～50度の軌道傾斜角をとると、衛星が最北点にくる時刻を中心に、その前後それぞれ約4時間は70度以上の仰角が得られる。3機の準天頂衛星を用いたネットワークシステムでは、各衛星はこの8時間に移動体衛星通信等のサービスを提供することになる。4機の衛星でネットワークシステムを構成すると、衛星が最北点にくる時刻を中心に、その前後それぞれ3時間ずつの6時間においてサービスを提供することになり、軌道傾斜角を45度前後にとると最低仰角は80度近くになることがわかる。

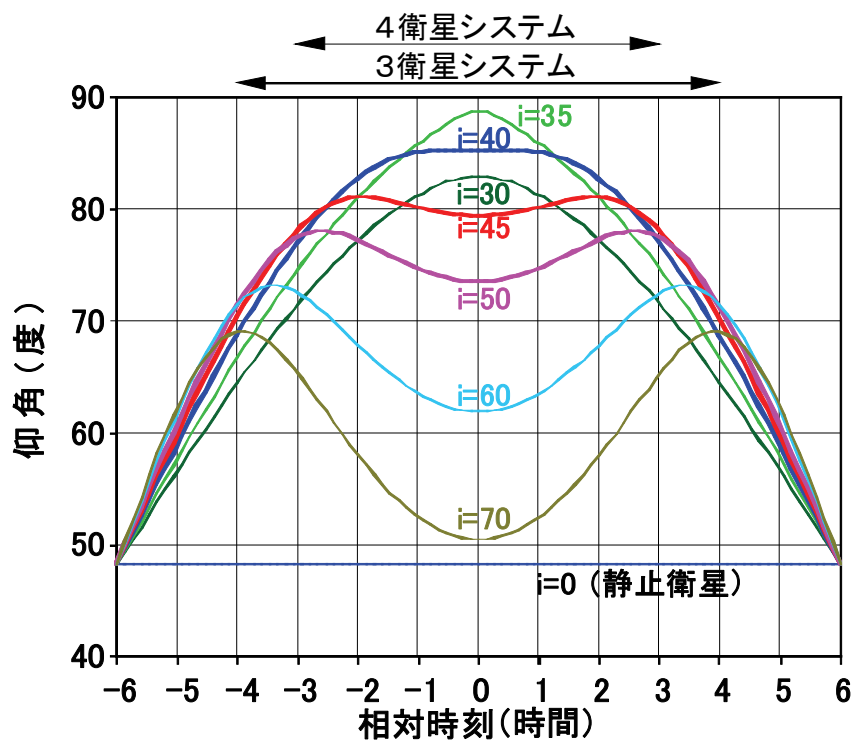


図 4. 5 円軌道の場合の東京における仰角の時間変化

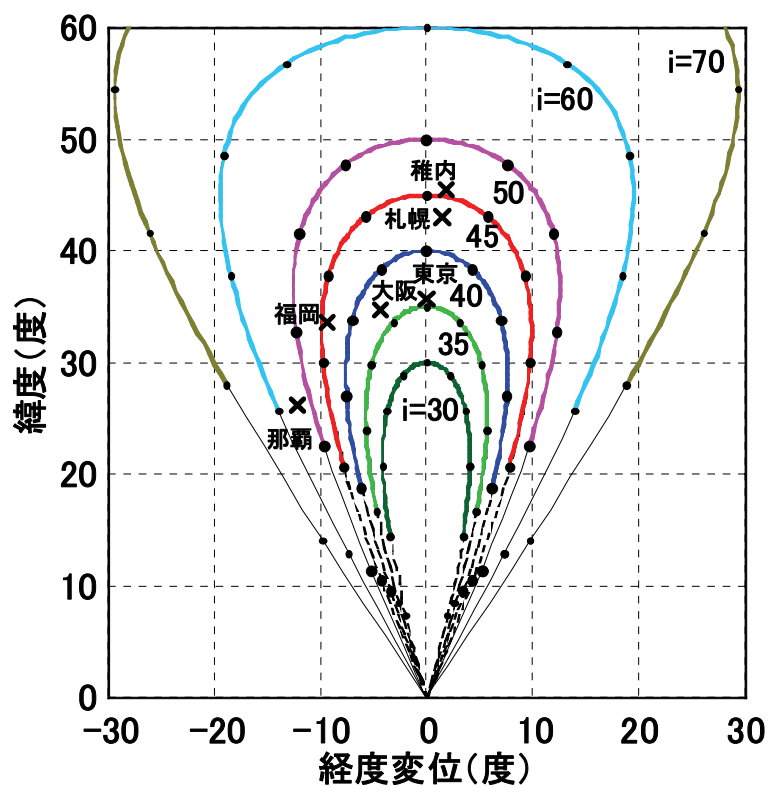


図 4. 6 円軌道の場合の軌道傾斜角と衛星直下点軌跡の関係

図4. 5に示した各軌道傾斜角に対する衛星直下点の軌跡を図4. 6に示す。図中のマークは1時間毎の衛星直下点の位置を示す。また、最北点通過の前後各4時間の軌跡を色線で示した。3機の衛星でネットワークシステムを構成した場合、軌跡の対称線上の地域では実線上を通過中の衛星と通信することになる。昇交点経度が140度の場合に対応する代表的な都市の位置も図中に示す。

軌道傾斜角が30度以下のときは、8の字軌跡の経度幅が小さくて南北の動きがほとんどであるが、軌道傾斜角45度では片側約10度の経度幅で動く。さらに軌道傾斜角が大きくなるにつれて、衛星が動く経度幅も急激に大きくなることがわかる。最北点通過±4時間の時点、すなわち軌跡の対称線上の地点でハンドオーバを行う時点での衛星直下点の緯度は、軌道傾斜角の増加とともに高くなるものの、そのときの経度変位も大きくなる。結果として図4. 5に示されているように、軌道傾斜角を45~60度の間で変化させても、この時点における東京から見た仰角はほぼ一定で約70度である。つまり、円軌道を使って3機の衛星でネットワークを構成する場合には、東京において最低仰角70度を大幅に上回る軌道配置は実現できないことがわかる。軌道傾斜角が40度以上では、この8時間に衛星は東京付近を中心に時計回りにほぼ3/4周運動する。軌道傾斜角を大きくすると、8の字軌跡の中心が北に偏りすぎるために衛星が最北点を通過する前後は仰角が低くなってしまう。逆に軌道傾斜角を小さくすると軌跡の中心が南の方に偏って、最北点付近ではほぼ天頂を通過するが、70度以上の仰角を確保できる時間が短くなることがわかる。

以上の概要検討の結果、以下のことが定性的に判明した。3機の衛星で準天頂衛星ネットワークシステムを構成する場合、直下点軌跡の中心線上の地点においては、ハンドオーバを行う最北点通過±4時間の時点もしくは最北点通過時に仰角が最低となる。最北点通過+4時間の時点と-4時間の時点の仰角は等しい。東京と同程度の緯度の地点において、確保できる最低仰角を最大化したい場合には、最北点通過-4時間の時点の仰角と最北点通過時の仰角が等しくなるように軌道傾斜角を設定すればよいことになる。なお、最北点通過-4時間の時点と最北点通過時というのは、前節における定式化において、回転角 $M=30$ 度と90度にそれぞれ対応する。

4. 2. 2 解析的手法による特定地点に対する最適パラメータ導出

前節の検討で定性的な見通しが得られたことから、確保できる最低仰角を最大化するためのパラメータを解析的手法で導出する。

一般的に、地球上のある地点から軌道上の衛星を見た場合の仰角を解析式で表すのは困難である。しかしながら、衛星高度が一定である円軌道の場合には、仰角の代わりに観測地点と衛星直下点間の地心角度を使って評価することが可能である。円軌道の傾斜同期軌道における衛星仰角 ε と観測地点・衛星直下点間の地心角度 θ の関係を図 4. 7 に示す。地球半径を R_e 、衛星高度を h として、 θ は ε の関数として次の式で表される。

$$\theta = \cos^{-1} \left(\frac{R_e \cos \varepsilon}{R_e + h} \right) - \varepsilon \quad (4. 2 1)$$

仰角を 70 度としたとき、対応する観測地点・衛星直下点間の地心角度は 17.03 度となる。準天頂衛星ネットワークシステムの実用エリア内のある地点と、その地点から見て衛星直下点軌跡の最も遠い点との間の地心角度が 17.03 度以下であれば、その地点では常に 70 度以上の仰角が保たれることになる。

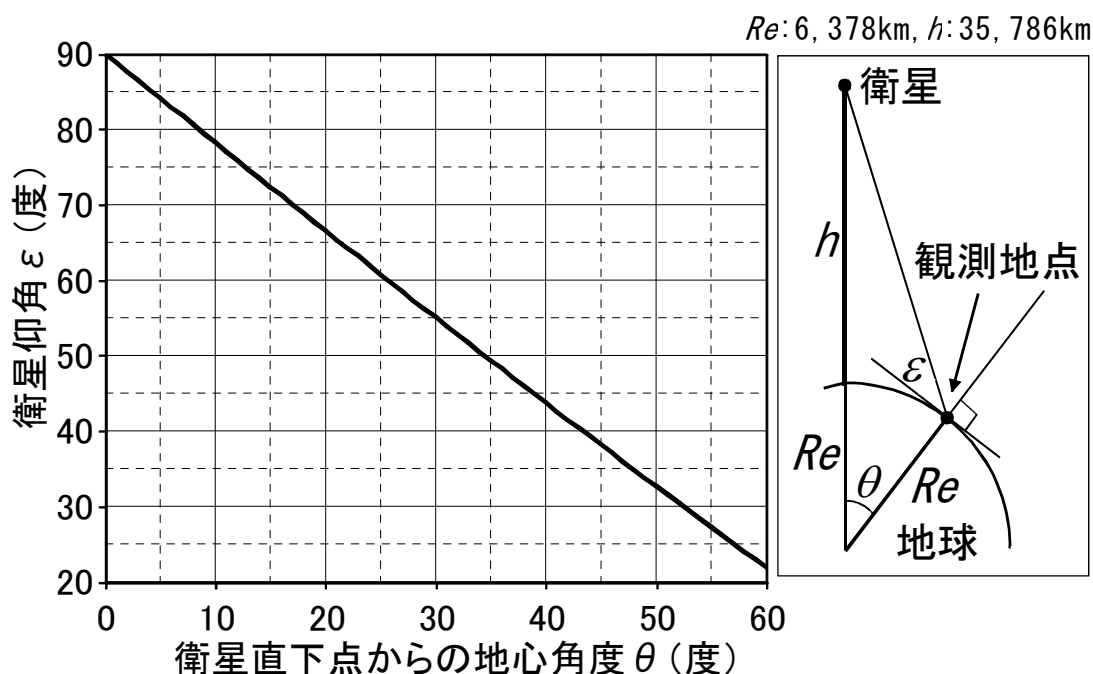


図 4. 7 円軌道の場合の衛星仰角と観測地点・衛星直下点間の地心角度の関係

前節で述べたように、ある地点（最適化地点）に対して最低仰角を最大化する場合は、直下点軌跡の中心線、すなわち昇交点経度 λ_0 を最適化地点の経度に合わせることになる。その場合に、衛星直下点軌跡上の最も遠い点は、ハンドオーバ点（3 機構成の場合 $M=30$ 度、4 機構成の場合 $M=45$ 度）もしくは最北点（ $M=90$ 度）のどちらかである。

最適化地点の緯度を φ_g としたとき、最適化地点と最北点との間の地心角度 θ_n は次の式で表される。

$$\theta_n = |\delta_{\max} - \varphi_g| = |i - \varphi_g| \quad (4.22)$$

一方、最適化地点とハンドオーバ点との間の地心角度 θ_{ho} は、次の式から導出される。

$$\cos \theta_{ho} = \sin \varphi_g \sin \delta_{ho} + \cos \varphi_g \cos \delta_{ho} \cos \Delta \lambda_{ho} \quad (4.23)$$

ここで、 δ_{ho} と $\Delta \lambda_{ho}$ はハンドオーバ点の緯度と経度変位である。また、4.1 式と 4.3 式から、次の式が導かれる。

$$\cos \Delta \lambda = \frac{\cos^2 M + \cos i \sin^2 M}{\cos \delta} \quad (4.24)$$

$M=30$ 度として、4.23 式に 4.17 式および 4.24 式を代入して整理すると

$$\cos \theta_{ho} = \frac{\sin \varphi_g \sin i}{2} + \frac{\cos \varphi_g (3 + \cos i)}{4} \quad (4.25)$$

4 機構成の場合は、 $M=45$ 度として 4.19 式を用いて同様に求めると、

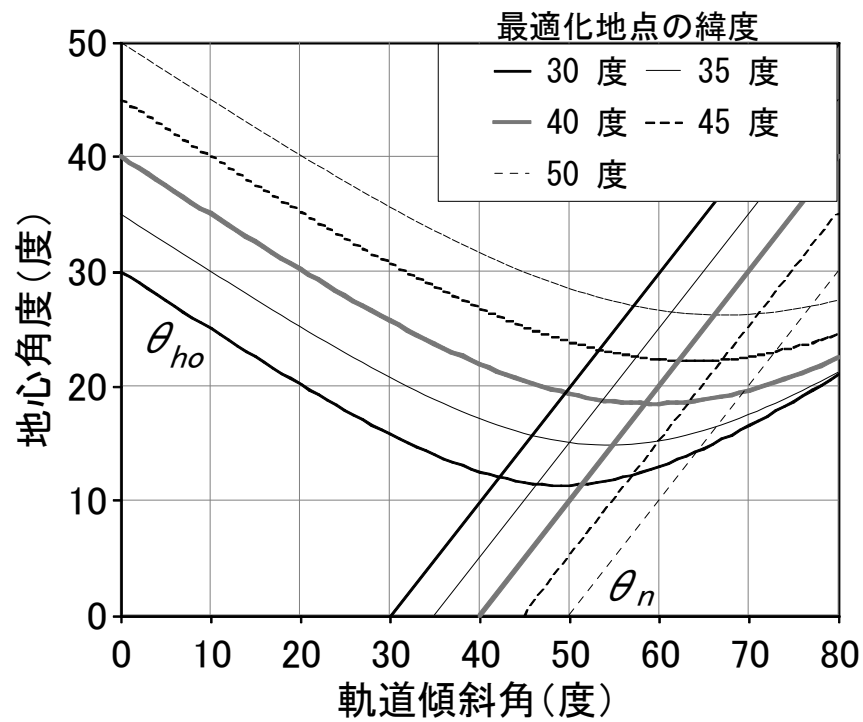
$$\cos \theta_{ho} = \frac{\sin \varphi_g \sin i}{\sqrt{2}} + \frac{\cos \varphi_g (1 + \cos i)}{2} \quad (4.26)$$

となる。

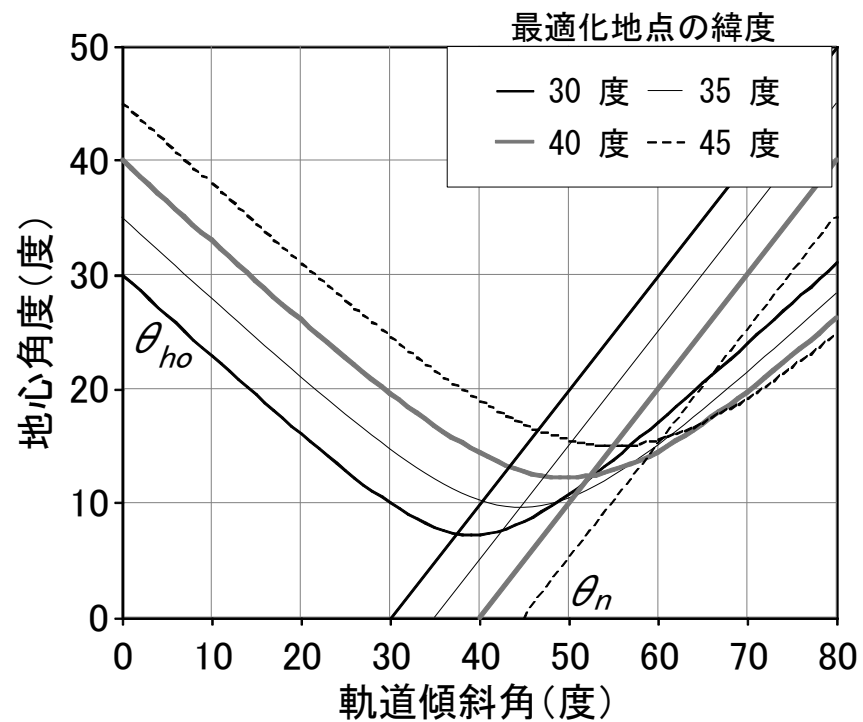
最適化地点での最低仰角は、 θ_n と θ_{ho} のうちの大きい方の値で決まることになる。これらの地心角度の軌道傾斜角依存性を図 4.8 に示す。軌道傾斜角が最適化地点の緯度より小さい場合には、 θ_{ho} の方が大きいことが自明であることから、 θ_n の図示を省略している。

3 機構成の場合、およそ 40 度までの最適化地点緯度 φ_g に対しては θ_n と θ_{ho} が等しくなる軌道傾斜角が最適となることがわかる。それより大きな φ_g に対しては、 θ_{ho} が最小となる軌道傾斜角が最適である。

この現象は図 4.6 から定性的に推定できる。比較的軌道傾斜角が小さい場合、軌道傾斜角が増加するにつれてハンドオーバ点が最適化地点に近づいてゆく。しかしながら、比較的最適化地点の緯度が高い場合には、ハンドオーバ点の緯度を高くするために大きな軌



(a) 3 機構成の場合



(b) 4 機構成の場合

図 4. 8 最北点およびハンドオーバー点に対する地心角度の軌道傾斜角依存性

道傾斜角が必要になってくるが、軌道傾斜角がある閾値を超えると、ハンドオーバ点が緯度方向に近づく効果よりも、ハンドオーバ点の経度変位の増加により経度方向で遠ざかる効果が打ち勝ってしまい、最適化地点の緯度で決まる特定の軌道傾斜角で最小値をとる。したがって、 θ_n が θ_{ho} にまで達していなくても、それ以上軌道傾斜角を大きくしても意味がないことになる。

最適化地点の緯度が後で述べる閾値よりも小さい場合には、 θ_n と θ_{ho} を等しくする軌道傾斜角が最適軌道傾斜角 i_{opt} となる。3 機構成の場合には、4. 2 2 式、4. 2 4 式より、以下の方程式を解くことにより求められる。

$$\tan \varphi_g = \frac{3(1 - \cos i_{opt})}{2 \sin i_{opt}} \quad (4. 2 7)$$

同様に 4 機構成の場合には、4. 2 2 式、4. 2 5 式より次の方程式が得られる。

$$\tan \varphi_g = \frac{1 - \cos i_{opt}}{(2 - \sqrt{2}) \sin i_{opt}} \quad (4. 2 8)$$

これらの式を解くことにより i_{opt} を求めることができるが、3 機構成で比較的最適化地点の緯度が小さい場合には、 $\Delta\lambda_{30}$ も小さいので無視し、 φ_g を $(\delta_{\max} + \delta_{30})/2$ で近似して、4. 1 0 式と 4. 1 7 式から次の近似式が得られる。

$$i_{opt} \approx 4/3 \varphi_g \quad (4. 2 9)$$

同様に 4 機構成の場合は、次の式で近似できる。

$$i_{opt} \approx 4/(2 + \sqrt{2}) \varphi_g \approx 1.2 \varphi_g \quad (4. 3 0)$$

最適化地点の緯度が閾値よりも大きい場合には、 θ_{ho} が極小値をとるときの軌道傾斜角が最適値となり、4. 2 5 式を i で微分して、その導関数を 0 とすることにより、次の式が得られる。

$$\tan i_{opt} = 2 \tan \varphi_g \quad (4. 3 1)$$

同様に、4 機構成の場合は 4. 2 6 式を i で微分してその導関数を 0 とすることにより、次の式が得られる。

$$\tan i_{opt} = \sqrt{2} \tan \varphi_g \quad (4. 3 2)$$

次に、3 機構成の場合について、4. 2 7 式を使う場合と 4. 3 1 式を使う場合の閾値を求める。 θ_n と θ_{ho} が等しくなり、しかもそのときに 4. 2 5 式が極小値をとる条件で閾値となる。4. 2 7 式と 4. 3 1 式を連立方程式として解くと、 $i_{opt}=60$ 度となる。 φ_g の閾値 φ_{g-th} は、

表 4. 1 東京に対して最適化した円軌道の軌道傾斜角と最低仰角

衛星数	最適軌道傾斜角 (度)	東京での最低仰角 (度)
3	51.2	71.8
4	45.5	78.3

※昇交点経度の最適値は東京の経度と同じ 139.8 度

$$\varphi_{g-th} = \tan^{-1}(\sqrt{3}/2) \quad (4. 3 3)$$

で求められ、最適化地点の緯度が 40.9 度以下であれば 4. 2 7 式または近似式として 4. 2 9 式を用い、最適化地点の緯度が 40.9 度よりも大きければ、4. 3 1 式を用いればよいことがわかる。

同様にして 4 機構成の場合には、4. 2 8 式と 4. 3 2 式を連立方程式として解くと、 $i_{opt}=45$ 度となる。 φ_g の閾値 φ_{g-th} は

$$\varphi_{g-th} = \tan^{-1}(1/\sqrt{2}) \quad (4. 3 4)$$

で求められ、最適化地点の緯度が 35.3 度以下であれば 4. 2 8 式または近似式として 4. 3 0 式を用い、最適化地点の緯度が 35.3 度よりも大きければ、4. 3 2 式を用いればよいことがわかる。

以上の計算式を用いて、最適化地点の緯度に対して、確保できる最低仰角を最大化する軌道傾斜角を求めた結果を図 4. 9 に示す。4. 3 3 式および 4. 3 4 式に対応する閾値のところで曲線が折れ曲がっていることが確認できる。4. 2 9 式および 4. 3 0 式の近似については、最適化地点の緯度が 30 度以下であればよい近似となることがわかる。

図 4. 8 からは、最適化地点の緯度が増加するにつれて、最適軌道傾斜角に対応する地心角度が大きくなっていることがわかる。つまり、最適化地点の緯度が高くなればなるほど、実現できる最低仰角は下がっていくことになる。最適化地点の緯度と求めた最適軌道傾斜角を 4. 2 5 式または 4. 2 6 式に代入し、さらに 4. 2 1 式を用いて最低仰角を計算した結果を図 4. 1 0 に示す。また、東京において、確保できる最低仰角を最大化できる軌道傾斜角の値を、表 4. 1 に示す。

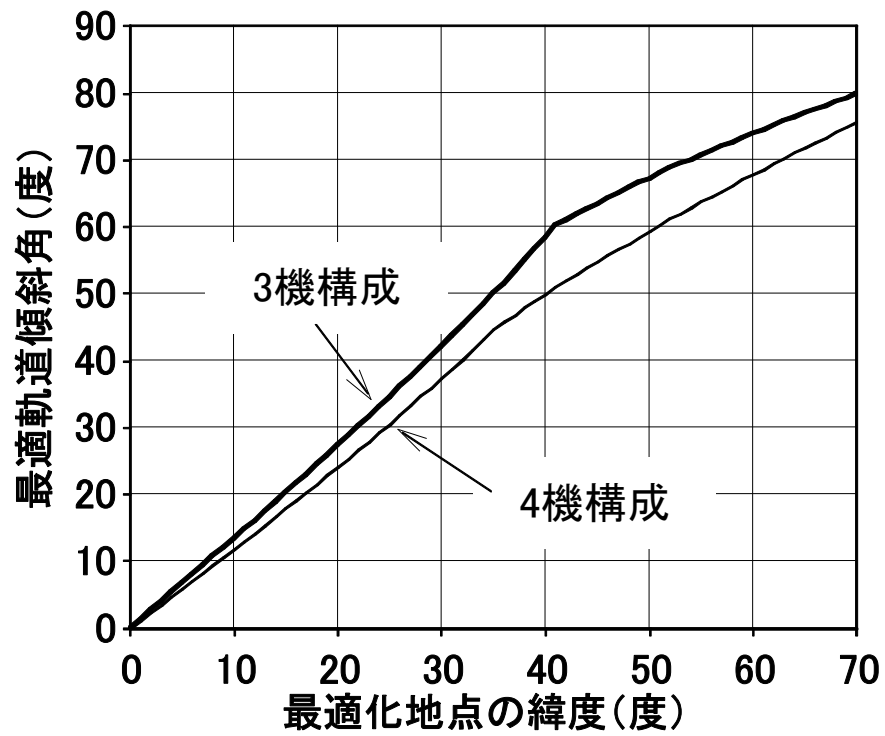


図 4. 9 最適化地点の緯度に対して最低仰角を最大化する軌道傾斜角

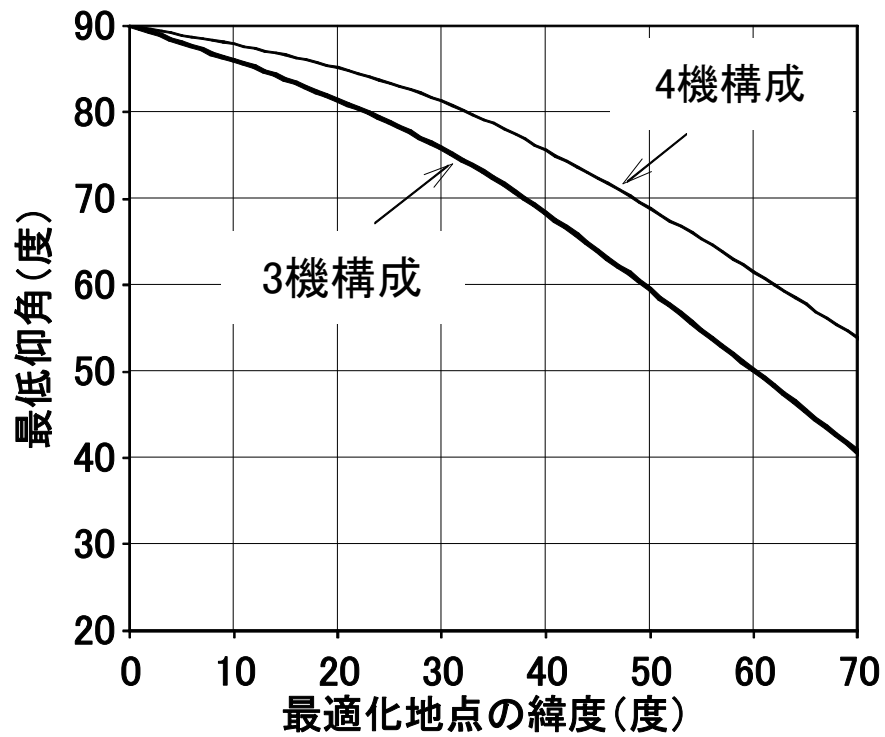


図 4. 10 円軌道で実現できる最低仰角の最大値

4. 2. 3 広がりをもつエリアに対する最適化方法の検討

前節では、特定の 1 地点に対する最適化を行ったが、実際にはサービスを提供するエリア全体を考慮して最適化を行う必要がある。

エリア全体での最適化を行う場合、衛星ネットワークの運用方法によっても最適パラメータが変わることになる。運用方法としては、主として以下の 2 つが考えられる。1 つは、3 機構成の場合を例にとると、各衛星のサービス提供は最北点通過の前後 4 時間に限定し、ユーザの位置にかかわらず、最北点通過 4 時間後には一斉に次の衛星にハンドオーバーを行って、その衛星でのサービスをその 16 時間後まで中断する方法である。以下では、この運用方法を「時間限定運用」という。また、運用を行う 8 時間の軌跡のことをアクティブアークと呼ぶ。もう 1 つは、衛星自体は常時サービスの提供を行う一方で、ユーザ側で仰角が最大の衛星を選択してサービスの提供を受けるという方法である。以下では、この運用方法を「フルタイム運用」という。

前節で最適化した地点であれば、どちらの運用方法でも仰角特性に違いはないが、最適化地点から離れれば離れるほど、仰角特性は後者の方が有利になる。サービスを中断する衛星に近い位置にあるユーザであっても、時間限定運用であれば強制的に遠くの次の衛星にハンドオーバーさせられるためである。

この 2 つの運用方法による違いを含めて仰角特性を評価し、最適化方法を検討する。

4. 2. 3. 1 時間限定運用の場合

表 4. 1 に示した東京に対する最適パラメータを適用した場合について、時間限定運用における日本付近での最低仰角を評価した結果を図 4. 11 に示す。各等高線は 3 つの部分で構成される。南側の限界は、最北点通過時の仰角で決定される。また、北東側の限界は入口側のハンドオーバー点（3 機構成の場合 $M=30$ 度）での仰角で、北西側の限界は出口側のハンドオーバー点（3 機構成の場合 $M=150$ 度）での仰角で制限される。

前節で評価したように、最適化地点(φ_g, λ_0)からアクティブアークまでの地心角度の最大値 θ_{max} は、ハンドオーバー点で生じる。 θ_{max} は、4. 25 式または 4. 26 式に φ_g と i_{opt} を代入することによって求められる。また、設計目標とする最低仰角 ε_0 に対する地心角度 θ_0

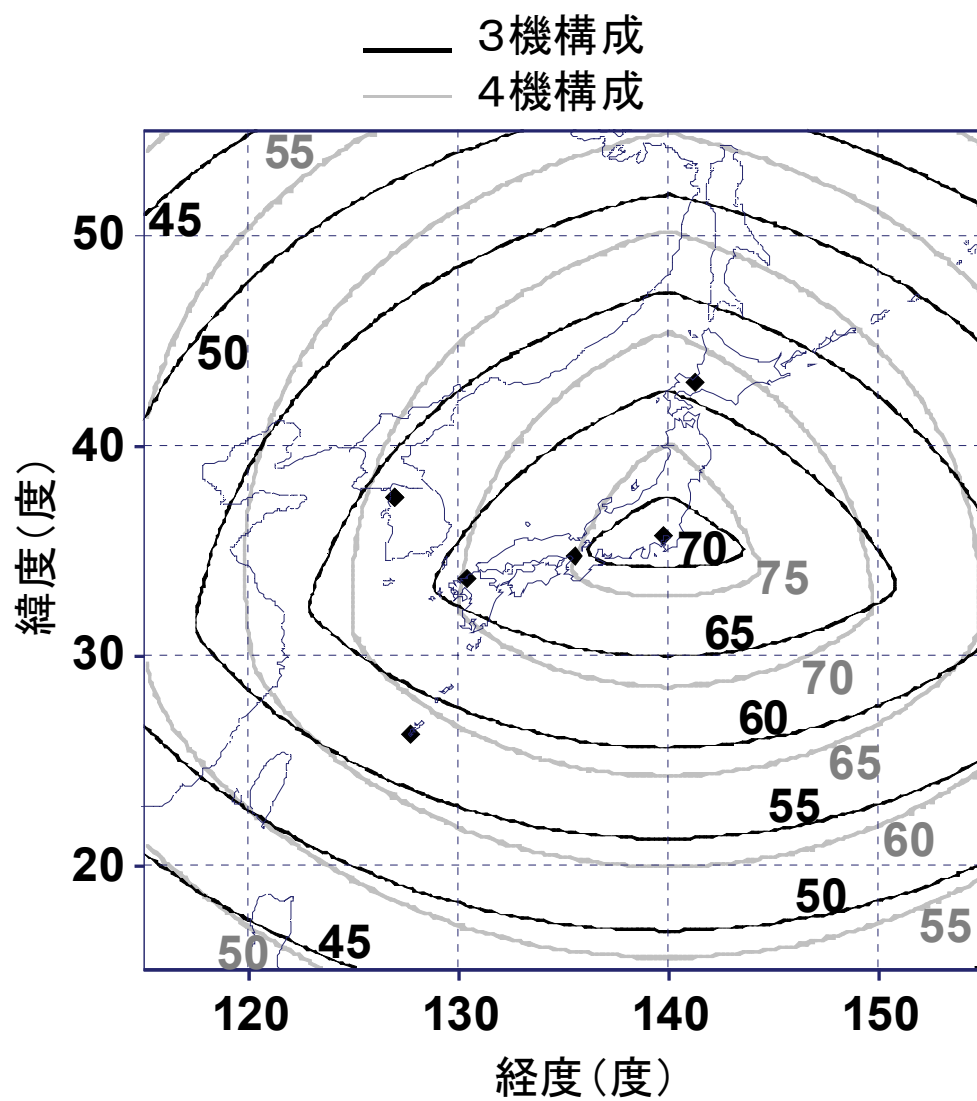


図 4. 1 1 時間限定運用における日本付近での最低仰角

は、4. 2 1 式から次のとおりとなる。

$$\theta_o = \cos^{-1} \left(\frac{R_e \cos \varepsilon}{R_e + h} \right) - \varepsilon_o \quad (4. 3 5)$$

最適化地点においては、全ての方向に $\theta_o - \theta_{max}$ だけの地心角度のマーヅンを持つことになる。したがって、最適化地点から地心角度にして $\theta_o - \theta_{max}$ 以内の全ての範囲で、目的の最低仰角が達成されることになる。

ε_o 以上の最低仰角が得られる最大の緯度幅 φ_w は、 $2\theta_o - \delta_v$ 以下である。ここで、 δ_v はアクティブアークの緯度幅で、 $\delta_{max} - \delta_{ho}$ と表すこともできる。したがって、最大の緯度幅は以下の不等式の範囲内にある。

$$2(\theta_o - \theta_{max}) \leq \varphi_w \leq 2\theta_o - \delta_v \quad (4. 3 6)$$

同様にして、 ε_o 以上の最低仰角が得られる最大の経度幅 φ_w は、近似的に以下の不等式を満たす。

$$2(\theta_o - \theta_{max}) \leq \lambda_w \cos \varphi_g \leq 2\theta_o - w_{max} \quad (4. 3 7)$$

軌道傾斜角に対する θ_{max} 、 $\delta_v/2$ および $w_{max}/2$ の値を、図 4. 1 2 に示す。

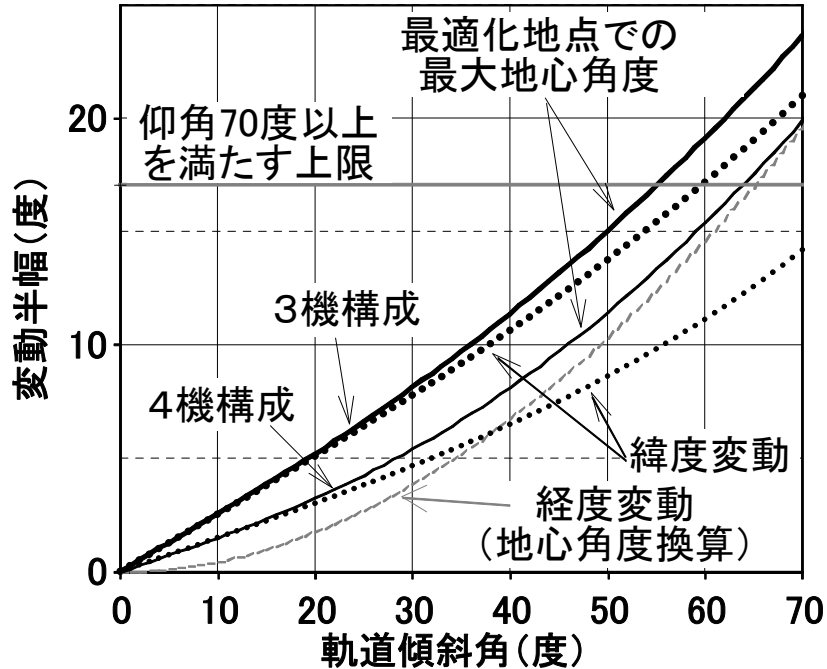


図 4. 1 2 最適化地点からアクティブアークまでの最大地心角度と軌跡の経度変動および緯度変動の半幅

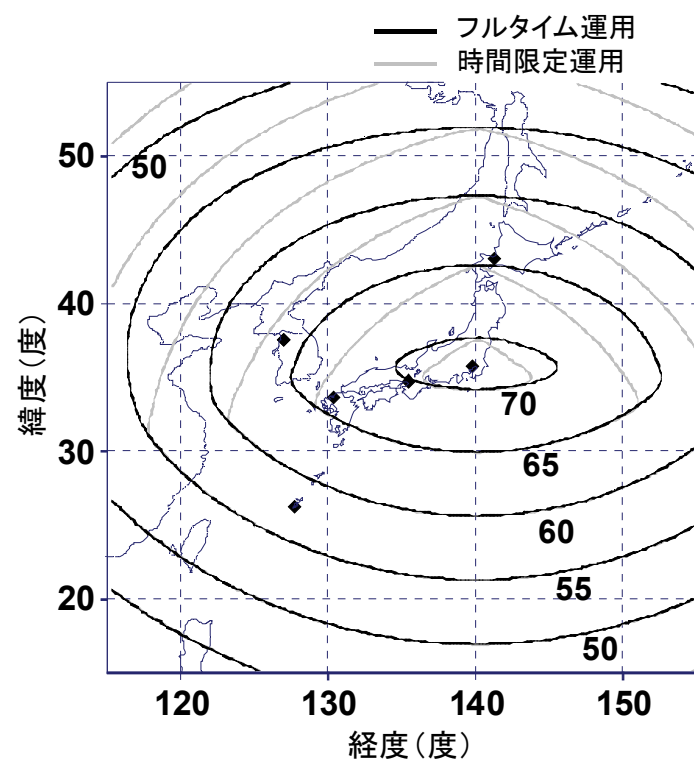
たとえば表 4. 1 に示した 4 機構成の場合には、 θ_{max} 、 $\delta_v/2$ および $w_{max}/2$ の値はそれぞれ、10 度、7.5 度、8.5 度と読み取れる。一方、仰角 70 度を確保するための地心角度の上限 θ_0 は 17 度である。このことから、最適化地点から地心角度にして 7 度以内では確実に 70 度以上の最低仰角が確保でき、70 度以上の最低仰角が確保できる経度幅と緯度幅は最大でもそれぞれ 19 度、21 度以下となる。この結果は図 4. 1 1 の等高線図とも矛盾しない。

4. 2. 3. 2 フルタイム運用の場合

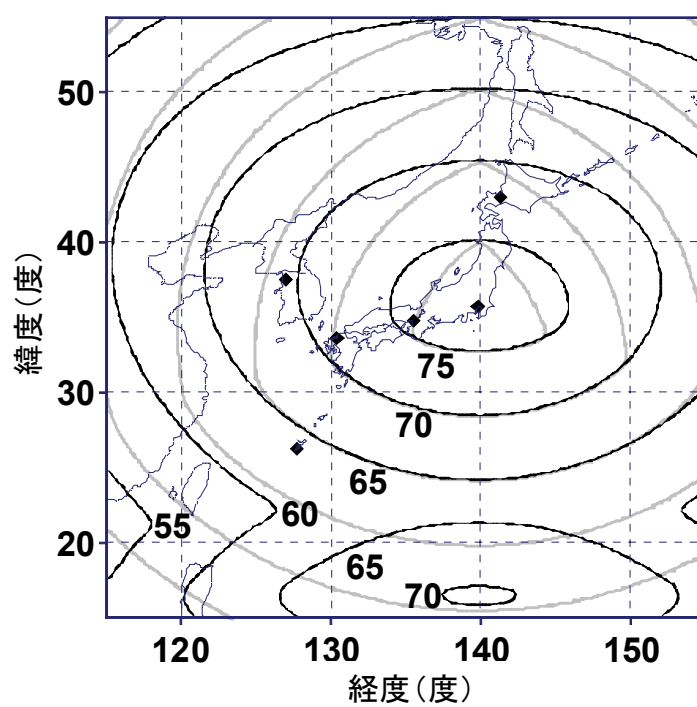
中心経度から遠く離れた地点においては、アクティブアーク内にあって逆側に位置する衛星を使うよりも、アクティブアーク外だが近い方の軌跡上にある衛星を使う方が、高い仰角が得られる場合がある。フルタイム運用の場合には、アクティブアークにかかわらず、各ユーザは遠ざかっていく衛星の仰角と近づいてくる衛星の仰角が等しくなったときにハンドオーバーを行う。したがって、ハンドオーバーを行うタイミングは、サービスエリア内のユーザの位置によって異なる。

図 4. 1 3 には、表 4. 1 に示した軌道パラメータに対して、フルタイム運用を行った場合の最低仰角の等高線図を示す。比較のために、時間限定運用の場合の等高線も同じ図に示した。最低仰角は、最適化地点の北東方向および北西方向で改善されている。南側では改善されないことがわかる。これは、南側の最低仰角は、衛星が最北点を通るときに生じるためである。最低仰角は改善されないものの、一定の仰角以上が保たれる時間率という観点では、南側でも改善がなされている。

フルタイム運用の場合には、場所によってハンドオーバーのタイミングが異なるため、目標以上の高い仰角が保たれる経度幅を定式化して推定することは困難である。



(a) 3機構成の場合



(b) 4機構成の場合

図4. 1 3 フルタイム運用における日本付近での最低仰角

4. 2. 3. 3 高仰角領域の広がりを見積もりと軌道配置最適化

一定値以上の最低仰角が確保できる領域の緯度幅は、必ず直下点軌跡の中心経度において最大となる。軌道傾斜角に対して、目標仰角以上の最低仰角が確保できる最低緯度 φ_{\min} と最高緯度 φ_{\max} は、地心角度 θ_o を用いて以下のとおり表される。

$$\cos \theta_o = \sin \varphi_{\max} \sin \delta_{ho} + \cos \varphi_{\max} \cos \delta_{ho} \cos \Delta \lambda_{ho} \quad (4. 38)$$

$$\varphi_{\min} = \delta_{\max} - \theta_o \quad (4. 39)$$

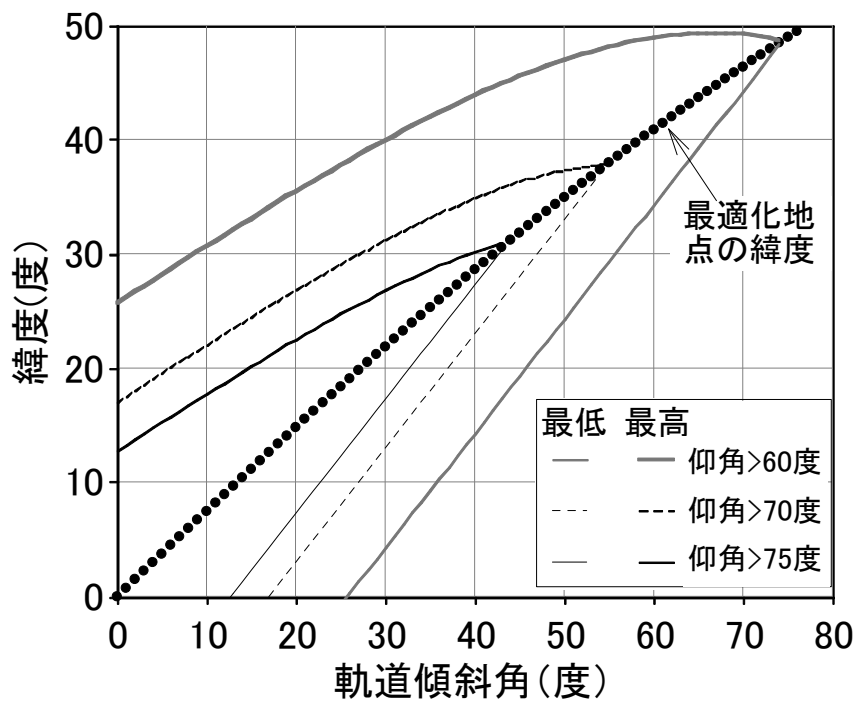
これらの式を用いて、軌道傾斜角をパラメータとして、目標仰角以上の最低仰角が確保できる最低緯度と最高緯度を計算した結果を図4. 14に示す。

高仰角領域の経度幅の定式化は困難である。中心経度から遠く離れたユーザに対しては、必ずしも最北点やハンドオーバー点で最低仰角を規定する点にならないためである。このため、高仰角領域を与える経度幅に関しては、数値計算の結果を図4. 15に示す。

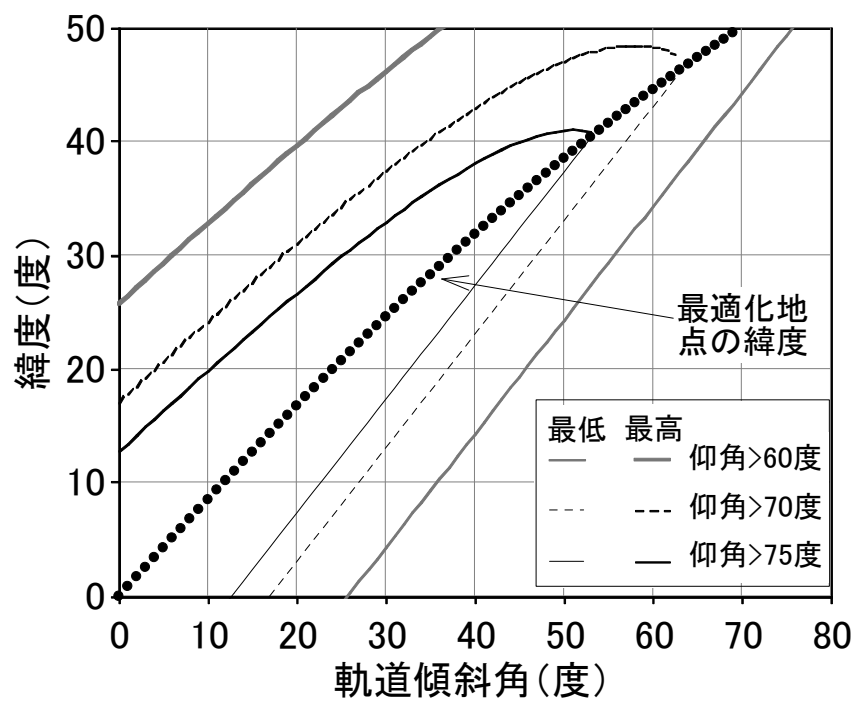
図4. 14および図4. 15を使えば、数値シミュレーションを行わなくても、特定のサービスエリアに対する最適軌道傾斜角と中心経度（昇交点経度）が比較的容易に推定できる。

一例として、北緯35度前後にある日本の人口密集地域を対象として、3機構成のネットワークシステムの場合を考える。図4. 14から、北緯36度で仰角70度以上を確保するためには、軌道傾斜角を45度以上にしなければならないことがわかる。仰角70度の北限を延ばすためには、軌道傾斜角を大きくすることが望ましい。しかしながら、西日本までカバーするためには15度以上の経度幅が必要であり、図4. 15を見るとフルタイム運用でも軌道傾斜角を49度以下にしなければならないことがわかる。したがって、最適軌道傾斜角は約49度となる。

円軌道の場合には衛星の直下点軌跡が赤道に対して南北対称であることから、南半球の都市を含めて最適化を行う場合には、北半球の同じ緯度にあるものと仮定して推定を行えばよいことになる。

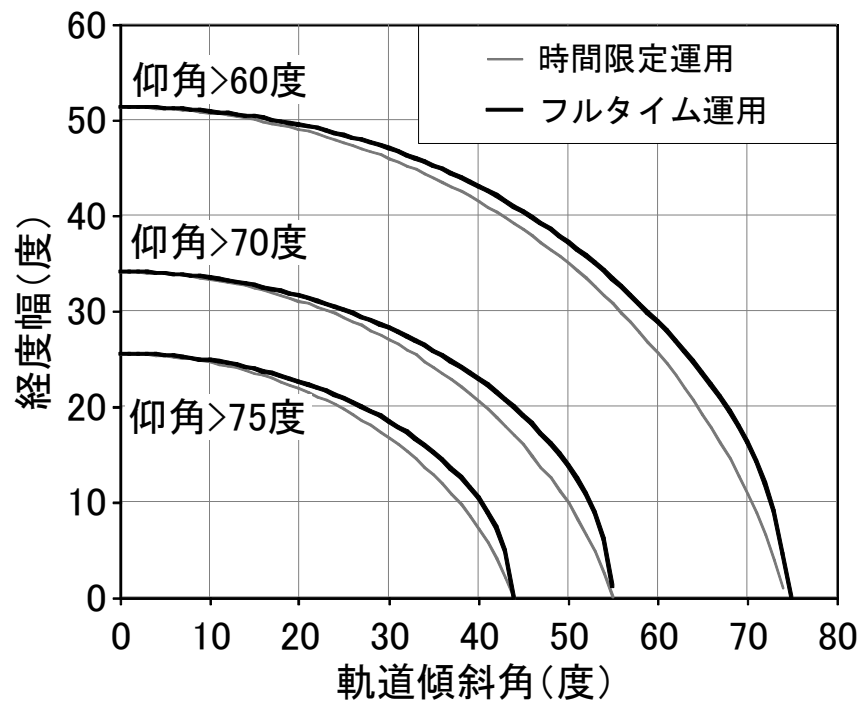


(a) 3機構成の場合

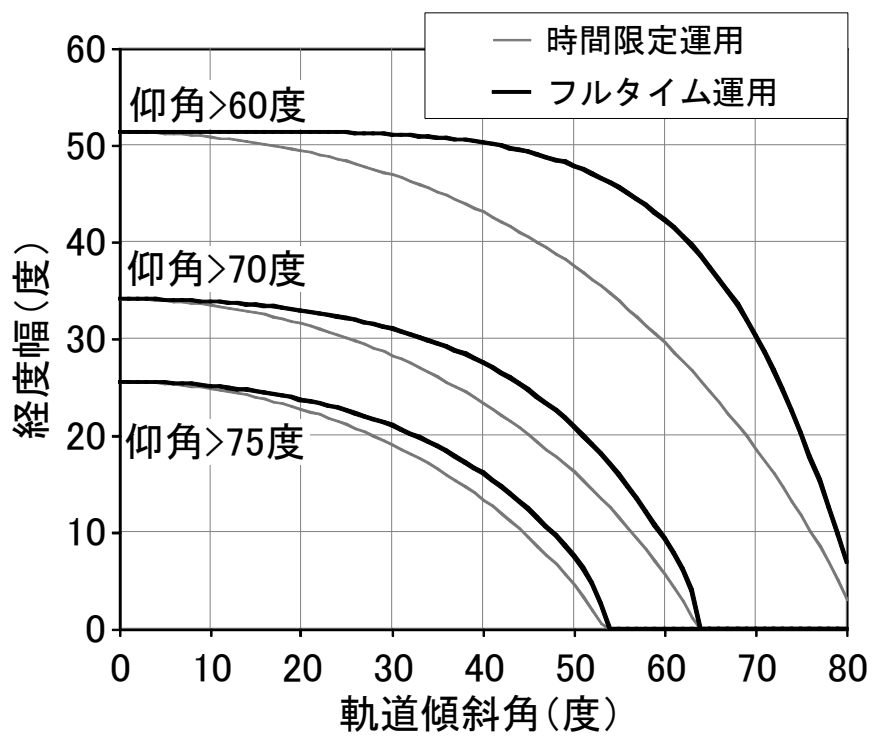


(b) 4機構成の場合

図4. 14 軌道傾斜角をパラメータとした高仰角領域の最低緯度と最高緯度



(a) 3機構成の場合



(b) 4機構成の場合

図4. 15 軌道傾斜角をパラメータとした高仰角領域の経度幅

4. 2. 4 数値シミュレーションによる最適配置

日本国内のサービスエリアに対して最適化を行うため、数値シミュレーションによる最適化を実施した。サービスエリアの端点となる代表的な都市をいくつか選択し、前節で推定したパラメータを初期値として変動させながら、全ての都市における8時間の各衛星の運用時間内の最低仰角が最大となるようにパラメータを決定した。

3機構成の場合について、評価した最適化範囲とその代表都市、最適な軌道傾斜角と昇交点経度、最適化範囲内の最低仰角と東京における最低仰角を表4. 2にまとめる。前節で推定したとおり、軌道傾斜角が50度以上になっても、北側に高仰角領域を広げる効果は小さい。最適化範囲から沖縄を外して本土のみとした場合、最適軌道傾斜角は約5度増加するが、稚内における最低仰角は1.3度しか上がらなかった。東京の最低仰角も下がってしまい、これでは最適化とはいえない。

図4. 14 (a)からも、北緯38度以上では最低仰角70度以上を達成できないのは明らかであることから、最低仰角70度以上を実現することを目指して、北関東から北九州までの人口密集地域を最適化範囲として評価した結果、最低仰角70.4度が実現できることがわかった。前節では、このようなサービスエリアに対しては軌道傾斜角49度程度が最適であると推定したが、ほぼそれに近い値の48.4度になっている。

4機構成の場合には、図4. 14 (b)により、北緯45度程度まで仰角70度以上を確保できる可能性があることから、日本の主要4島全域とオーストラリアのシドニーを含めて最適化を行った。最適パラメータと主要なエリアに対する最低仰角について表4. 3に示す。3機構成の最適パラメータについても再掲する。

表4. 3の最適パラメータを適用した場合について、日本周辺を含む西太平洋地域における最低仰角等高線図を図4. 16に示す。3機構成の場合、最適化の対象とした関東から北九州の範囲内で70度以上の最低仰角が確保できるだけでなく、北海道と沖縄を含めて60度以上の最低仰角が得られる。九州以北では静止衛星より20度以上高い仰角になる。赤道をはさんで日本と反対側に位置する中緯度地域であるオーストラリアでも、東南部の人口密集地域の広い範囲で65度以上の最低仰角が得られる。4機構成の場合には、日本の本土のほぼ全域で70度以上の仰角が確保でき、南東北から近畿にかけては最低仰角75度以上となる。

表4. 3に示した最適配置の場合について、日本周辺での衛星直下点軌跡を図4. 17

表 4. 2 3 機構成の場合の数値シミュレーションによる最適化例

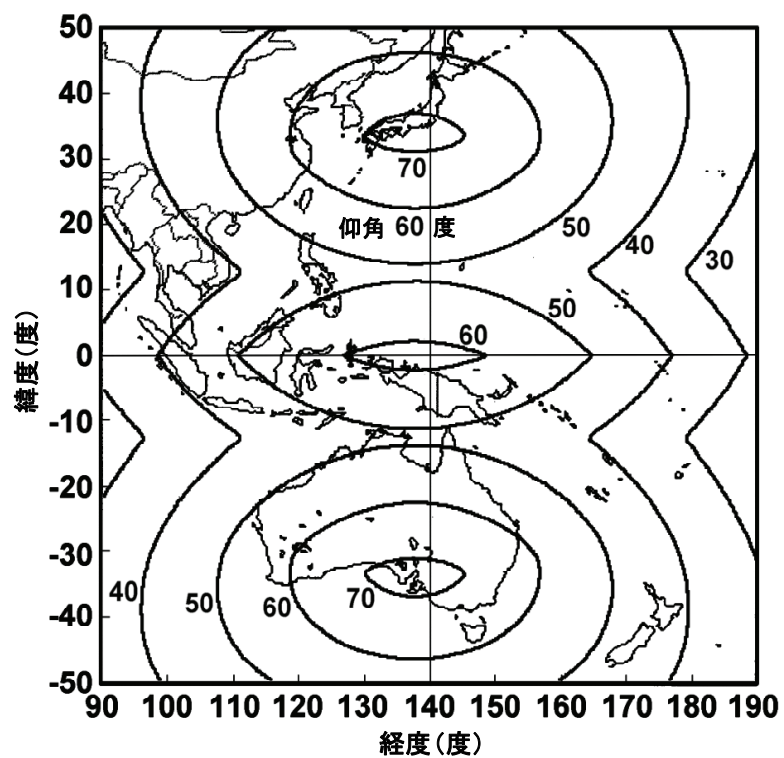
最適化 範囲	最適化 基準都市	軌道 傾斜角	昇交点 経度	最低仰角	東京の 最低仰角
北海道～ 沖縄	稚内 那覇	48.5	138.6	61.1	71.3
北海道～ 九州	稚内 鹿児島	53.3	139.6	62.4	69.3
東北～ 北九州	青森 福岡	49.6	139.2	66.4	71.6
南東北～ 北九州	仙台 福岡	49.1	139.2	68.8	71.5
関東～ 北九州	水戸 福岡	48.4	137.7	70.4	71.2

表 4. 3 数値シミュレーションによる円軌道最適配置パラメータ

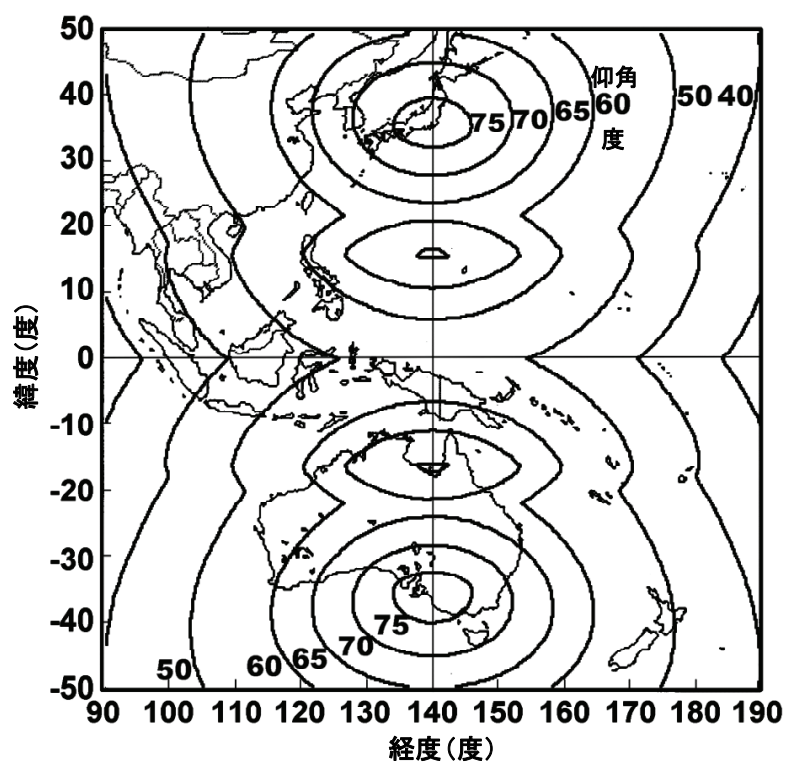
衛星数	3	4
最適化範囲	日本の北緯 35 度周辺 人口密集地域	日本本土 4 島と シドニー
軌道傾斜角（度）	48.4	45.4
昇交点経度（度）	137.7	139.9
最適化範囲最低仰角（度）	70.4	69.9
日本全域最低仰角（度）	60.9	63.7
東京における最低仰角（度）	71.2	78.3

に示す。また、図 4. 17 に示した各都市における衛星仰角の時間変化を、図 4. 18 に示す。図 4. 17 の各都市の記号と、図 4. 18 の曲線につけた記号が対応している。時刻 0 は最北点通過時刻に対応している。4 機構成の場合には、シドニーにおける仰角変化も合わせて示したが、この場合の時刻 0 は最南点通過時刻としている。

フルタイム運用の場合には、図 4. 18 の同じ種類の曲線が交差するときに、その都市にいるユーザはハンドオーバーを行う。ハンドオーバーのタイミングは都市により異なる。たとえば那覇は衛星直下点軌跡の南西側に位置しているため、ハンドオーバーは他の都市の場合より約 1 時間半早く行われることになる。時間限定運用の場合には、灰色の領域との境界において、一斉にハンドオーバーが行われることになる。



(a) 3 機構成の場合



(b) 4 機構成の場合

図 4. 1 6 円軌道最適配置における最低仰角等高線図

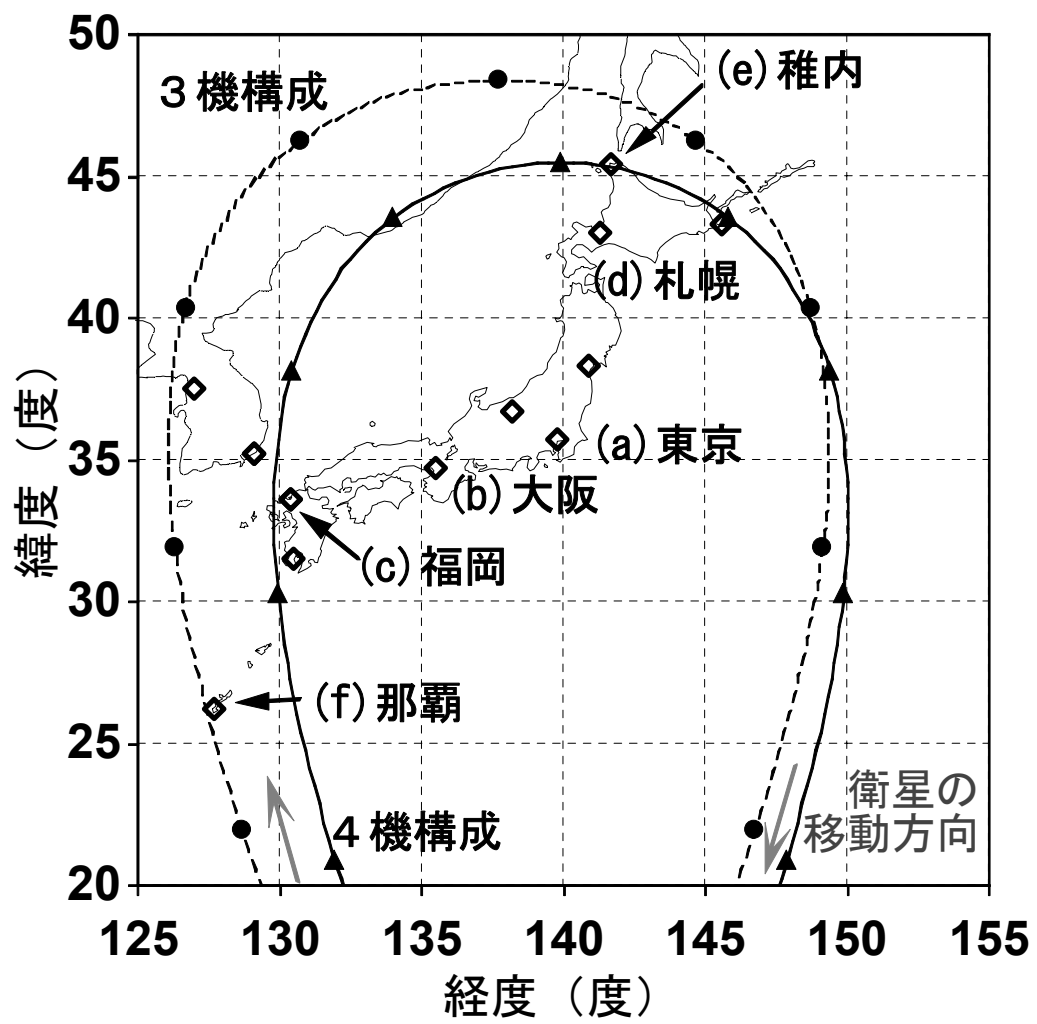
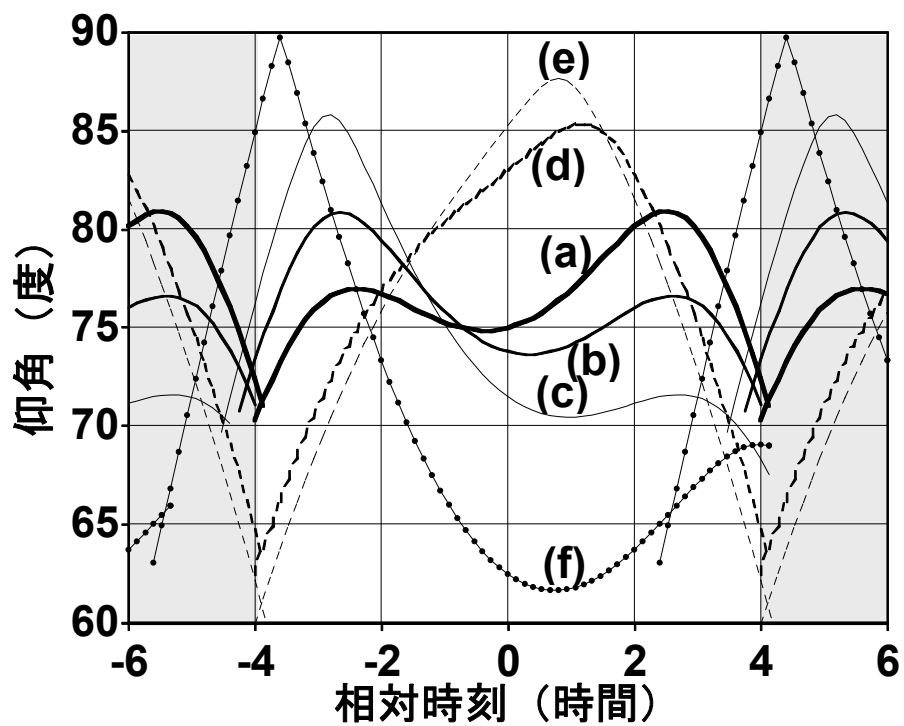
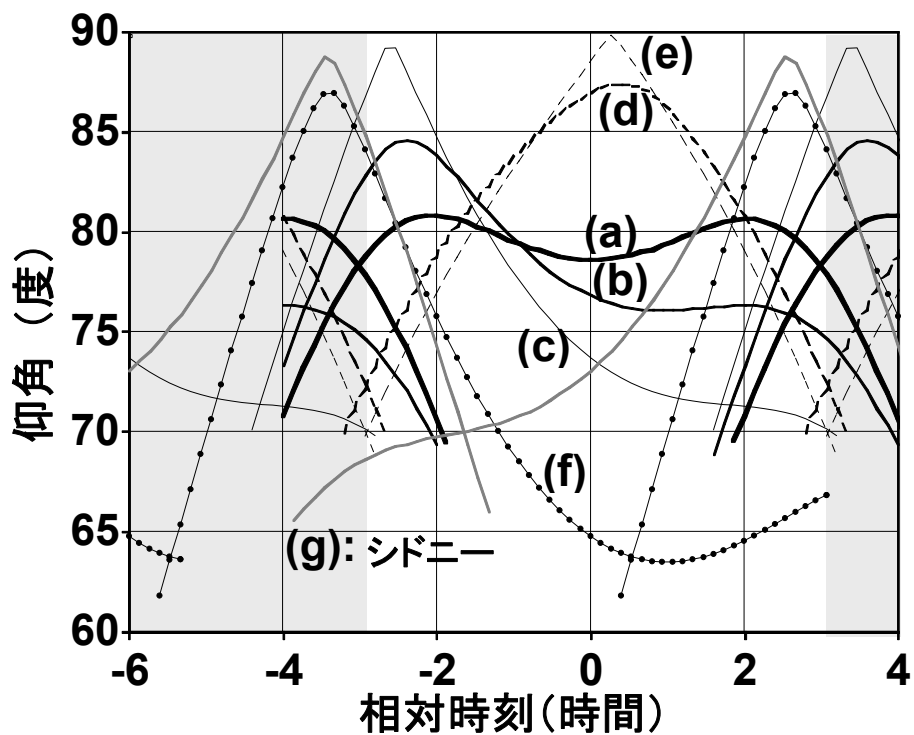


図 4. 1 7 円軌道最適配置における日本周辺での衛星直下点軌跡



(a) 3 機構成の場合



(b) 4 機構成の場合

図 4. 1 8 円軌道最適配置における各都市での仰角の時間変化

4. 3 楕円軌道の仰角特性最適化

楕円軌道を用いた場合には円軌道の場合と比較して、自由度をもつパラメータが2つ増える。離心率と近地点引数である。4つのパラメータを総当り的に変動させて数値シミュレーションで仰角特性の評価を行うのは非効率であり、軌道力学的な特徴を把握して候補を絞り込み、その上で最低限のパラメータだけを動かすのが効果的である。本研究では、近地点引数を0度、180度、270度に絞り込み、南北両半球サービスに適した軌道と北半球に特化した軌道に限定して検討する。

4. 3. 1 南北両半球に対するサービスに適した軌道

円軌道を用いた場合には、北半球のみならず南半球においても同等の高仰角通信サービスが可能である。しかしながら、高仰角が得られる領域は赤道に対して南北対称であり、サービスエリアの中心経度は、南北両半球ともに昇交点経度に等しくなる。東京とシドニーのように南北半球で経度の異なった2つの地域に対して、同時に仰角特性を最適化することは困難である。

そこで、軌道の遠地点および近地点を赤道線上にもつ楕円軌道を利用した衛星配置を提案する。この衛星配置を用いて最適な軌道離心率を選択することにより、北半球においては円軌道の場合と同等の仰角特性を保ちながら、経度の異なる南半球のサービス対象地域における仰角特性の改善が見込まれる。

図2. 3に示した衛星直下点の「8の字」軌跡を傾斜させることができれば、北半球における高仰角領域の中心経度を保ったまま、南半球における高仰角領域の中心を東の方向にシフトさせることが可能であり、日本とオーストラリアの双方に対して仰角特性を最適化することができる。

円軌道の場合に衛星直下点軌跡が「8の字」になる理由を定性的に簡単に説明する。軌道運動の角速度は地球の自転角速度と同じである。赤道を横切る時には速度ベクトルが南北方向の成分をもち、その分東西方向の成分が小さくなるため、地球の自転よりも遅れて西の方に動く。最北端や最南端に近づくにつれて東西方向の速度成分が大きくなる一方、緯度の絶対値の増加につれて経度1度あたりの長さが短くなっていくため、やがて経度方向の速度が直下点の自転速度を上回り、東の方向に動き始める。最北点（最南点）を通過

して緯度が減少するにつれて、東西方向の速度成分の減少と地表の自転速度の増加により、再び遅れ始めて西の方に動き赤道を横切る。

4. 3. 1. 1 近地点引数0度または180度の軌道の特徴

軌道が楕円軌道であって、その近地点引数が180度の場合には、遠地点と昇交点が一致して赤道上に遠地点をもつことになる。衛星が赤道を北向きに横切る時にちょうど遠地点を通過する。ケプラーの第2法則により、楕円軌道の遠地点を通過するときの速度は同じ周期の円軌道の場合よりも小さくなるため、地表に対する遅れが大きくなって、衛星の直下点軌跡は円軌道の場合よりも西の方向にずれることになる。逆に、衛星が赤道を南の方向に横切る時に近地点を通過する。近地点通過時の速度は円軌道の場合よりも大きいため、地球に対する遅れが小さくなって、衛星の直下点軌跡は円軌道の場合よりも東の方向にずれる。離心率が大きければ、東西方向の速度成分が赤道における地表の自転速度を上回っ

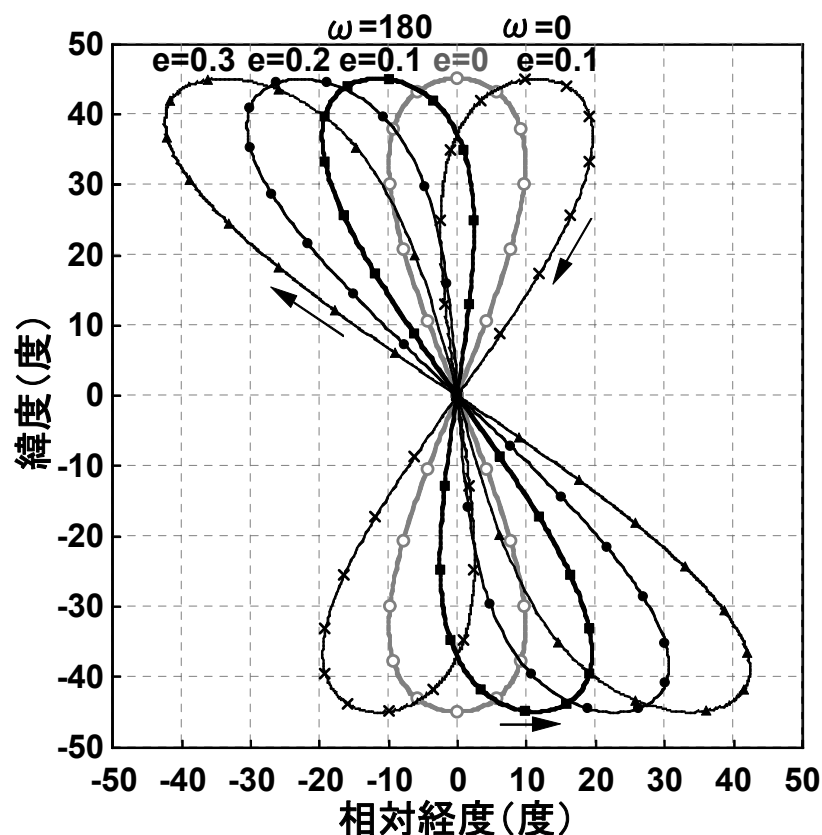


図4. 19 近地点引数が180度または0度の楕円軌道の衛星直下点軌跡

て、赤道を横切る前後においても衛星直下点が東の方向に移動することになる。この結果、北半球における高仰角領域の中心は昇交点経度よりも小さくなって西側にずれ、南半球における高仰角領域の中心は逆に昇交点経度よりも東側にずれると考えられる。

近地点引数が0度の場合には、近地点と昇交点が一致することになる。ちょうど近地点引数が180度の場合と南北を逆にした状況である。赤道を北向きに横切る時に近地点を通過し、衛星の直下点軌跡は円軌道の場合より東の方向にずれる。赤道を南向きに横切る時に遠地点を通過し、直下点軌跡は西の方向にずれる。北半球における高仰角領域の中心は南半球における中心よりも東側に存在すると考えられる。

上記の仮説に基づいて、近地点引数が180度と0度の場合について、離心率を変化させながら衛星の直下点軌跡を評価した。その結果を図4.19に示す。図中には衛星の直下点軌跡を表す曲線の他に1時間毎の衛星直下点の位置を示した。近地点引数 ω が180度の場合には、予想通り「8の字」軌跡が反時計回りに傾いていることがわかる。逆に ω が0度の場合には軌跡が時計回りに傾く。離心率 e が大きくなるほど直下点軌跡の傾きが大きくなり、北半球のループの中心と南半球のループの中心の経度差が大きくなる。

このような傾いた衛星直下点軌跡において、ループの中央領域における仰角特性が円軌道の場合と比較して劣化していなければ、南北両半球に対する移動体衛星通信サービスに適した衛星配置となる。さまざまな軌道傾斜角 i に対して、サービスエリアの中心における最低仰角と軌道の離心率の関係を評価した。以下では、最低仰角が最大値をとる地点をサービスエリアの中心と定義する。

3機構成の場合について、離心率とサービスエリア中心における最低仰角との関係を評価した結果を図4.20に示す。中緯度を対象にサービスをする場合に想定される軌道傾斜角においては、離心率が0.1以下ではサービスエリア中心における最低仰角の劣化はほとんどない。0.1以上0.2以下の離心率範囲でも、劣化は2度以下にとどまる。離心率とサービスエリア中心の緯度・経度との関係を図4.21に示す。図中の経度差は、昇交点経度（軌跡が赤道を横切るところの経度）とサービスエリア中心との経度差を意味する。近地点引数が180度の場合には、赤道を横切る経度に対して、北半球のサービスエリア中心はこの経度差分だけ西側に、南半球のサービスエリア中心は東側にずれることになる。したがって、南北半球の各サービスエリア中心間の経度差は、図4.20に示した経度差の2倍に相当する。この経度差については、評価した軌道傾斜角の範囲では軌道傾斜角に依存せず、ほぼ離心率に比例することがわかった。一方、サービスエリア中心の緯度は離心率

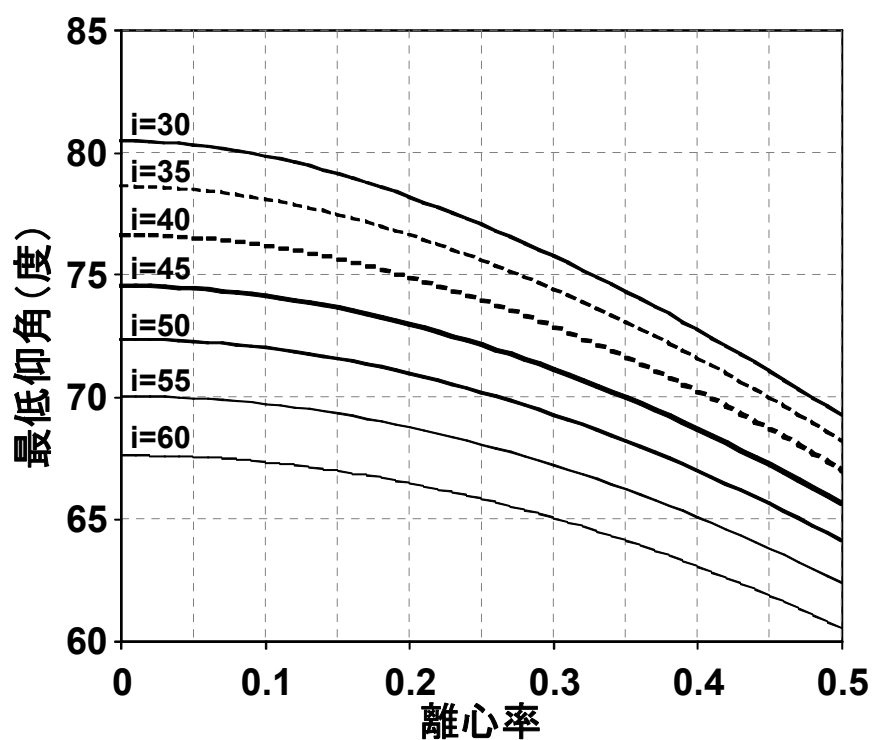


図 4. 2 0 近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心における最低仰角 (3 機構成)

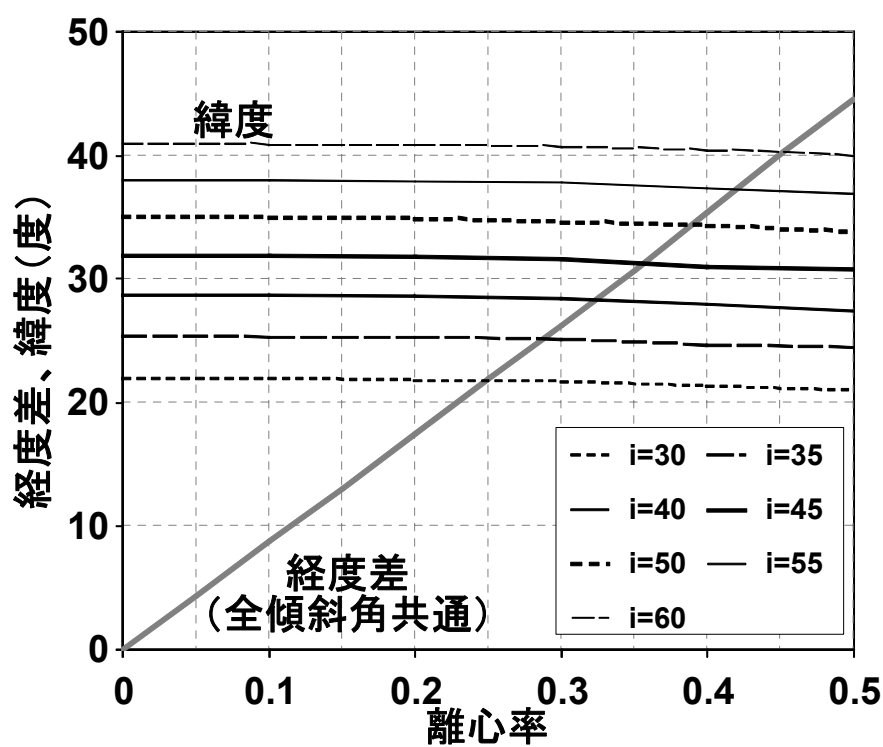


図 4. 2 1 近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心の緯度と昇交点に対する
経度差 (3 機構成)

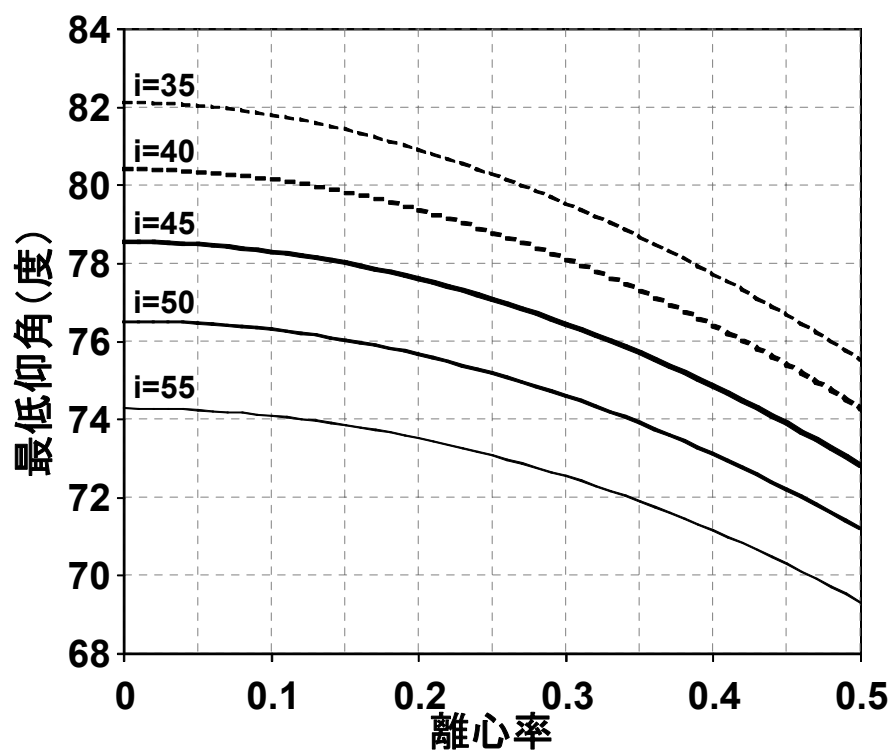


図 4. 2 2 近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心における最低仰角 (4 機構成)

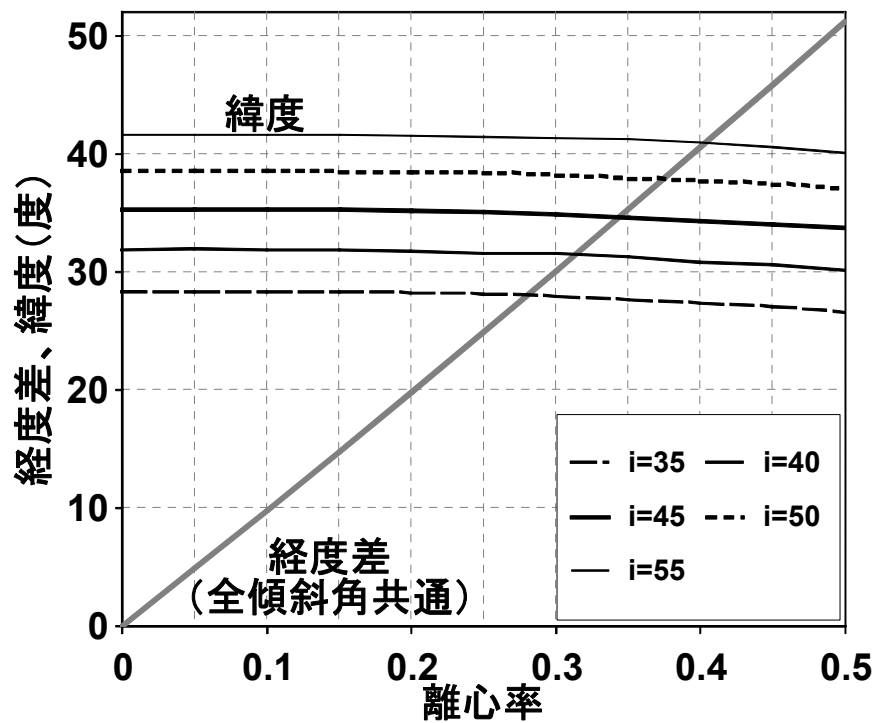


図 4. 2 3 近地点引数 180 度の場合のサービスエリア中心の緯度と昇交点に対する

経度差 (4 機構成)

にはほとんど依存せず、ほぼ軌道傾斜角のみで決まることがわかる。

離心率が 0.3 以下であれば、仰角特性の多少の劣化はあるもののほぼ最低仰角 70 度を確保できるため、提案した楕円軌道の利用が有効である。図 4. 20 より、離心率 0.3 の場合の経度差は約 26 度であり、南北サービスエリア間の経度差では約 52 度に相当する。したがって、南北両半球の主要サービス対象都市間の経度差が 50 度以内であれば、提案した軌道配置で対応可能である。

4 機構成の場合について、離心率とサービスエリア中心における最低仰角との関係を図 4. 22 に、離心率とサービスエリア中心の緯度・経度との関係を図 4. 23 に示す。どちらも 3 機構成の場合と同様な傾向を示している。しかし離心率に対する最低仰角の劣化は 3 機構成の場合よりもやや小さく、経度差の傾きはやや大きい。

4. 3. 1. 2 軌道パラメータの最適化

たとえば東京とシドニーのように、北半球と南半球の主要 2 地点に対して軌道配置を最適化する方法を示す。北半球の最適化地点の経度および緯度を λ_N 、 φ_N 、南半球の最適化地点の経度および緯度を λ_S 、 φ_S とする。もしも λ_N が λ_S よりも小さい、すなわち北半球の最適化地点が南半球の最適化地点よりも西側にある場合には、近地点引数 $\omega=180$ 度、逆の場合には $\omega=0$ 度が適当である。

3 機構成の場合の離心率 e は、図 4. 21 に基づく経験式として次式で近似される。

$$e = 0.0057 |\lambda_N - \lambda_S| \quad (4. 40)$$

同様に、4 機構成の場合は、

$$e = 0.005 |\lambda_N - \lambda_S| \quad (4. 41)$$

となる。軌道傾斜角 i については、2 地点の平均緯度

$$\varphi_0 = (\varphi_N - \varphi_S)/2 \quad (4. 42)$$

に対応する値を図 4. 21 または図 4. 23 から読み取ればいい。3 機構成の場合は近似的に、

$$\begin{aligned} i &= 1.64\varphi_0 - 6.7 & (20 \leq \varphi_0 < 41) \\ i &= 0.72\varphi_0 + 31 & (41 \leq \varphi_0 \leq 50) \end{aligned} \quad (4. 43)$$

で与えられる。昇交点経度 λ_0 の近似値は、

$$\lambda_0 = \lambda_N - (\lambda_N - \lambda_S)\varphi_N/(\varphi_N - \varphi_S) \quad (4. 44)$$

表 4. 4 日本とオーストラリアを対象とした場合の最適衛星配置

衛星数	3		4	
日本に対する仰角基準	関東・北九州間で 70 度以上		本土4島で 70 度以上	
軌道	円軌道	楕円軌道	円軌道	楕円軌道
オーストラリアでの最適化対象都市	シドニー	シドニー アデレード	シドニー	シドニー (アデレード)
軌道傾斜角 (度)	48.4	49.3	45.7	45.8
離心率	0	0.047	0	0.048
昇交点経度 (度)	137.7	140.9	139.5	144.4
関東・北九州間での最低仰角	70.4	70.4	71.5	71.4
日本4島における最低仰角	61.0	61.1	70.0	70.0
東京における最低仰角	71.2	71.3	78.1	78.0
シドニーにおける最低仰角	65.1	70.4	69.4	75.9

で与えられる。最適な軌道配置は、サービスエリアの端部における最適仰角条件等を考慮しながら、これら 3 つの近似パラメータ e 、 i 、 λ_0 を調整することによって得られる。

4. 3. 1. 3 日本とオーストラリアを対象とした最適化

日本とオーストラリア南東部に対して軌道配置を最適化した場合の軌道パラメータと仰角特性を表 4. 4 に示す。表 4. 4 には、近地点引数が 180 度の楕円軌道を適用した場合の他に、円軌道で最適化した結果についても示した。日本国内に対しては表 4. 4 に示した仰角条件を設定した。4 機構成の楕円軌道についてのアデレードの仰角条件は 70 度以上とした。

楕円軌道を適用することにより、日本国内に対しては円軌道の場合とほぼ同じ最低仰角を確保したまま、シドニーにおける最低仰角を大幅に改善できることがわかる。シドニーでは 3 機構成の場合で仰角 70 度以上、4 機構成の場合で 75 度以上が確保され、日本国内

に対するものとほぼ同等の品質の通信サービスが提供できる。

3 機構成の場合について、東京、福岡およびシドニーから見た仰角の時間変化を図 4. 2 4 に示す。円軌道の場合、シドニーでは約 50%の時間率で仰角 70 度を下回っているものの、楕円軌道では常時 70 度以上の仰角が確保される。一方日本国内では、楕円軌道にすることにより 2 度程度仰角が低下する時間帯はあるものの、常時 70 度以上が維持されている。4 機構成の場合について、主要都市から見た仰角の時間変化を図 4. 2 5 に示す。東京および大阪においては楕円軌道にしても仰角変化にほとんど影響が見られないが、シドニーでは常時 75 度以上の仰角が確保されるようになることがわかる。

円軌道と楕円軌道の最適軌道配置について、その直下点軌跡を比較したものを図 4. 2 6 および図 4. 2 7 に示す。各図には 1 時間毎の衛星の位置も示している。楕円軌道の曲線のうちで太線になっている部分を衛星が通過しているときに、各サービスエリアの中心部に対して通信サービスを提供する。3 機構成、4 機構成の場合ともに、楕円軌道にすることによって南半球における軌跡が東方向に移動しているものの、北半球における軌跡はほとんど変化していない。

したがって楕円軌道の衛星配置を使用することにより、北半球においては円軌道最適配置の場合とほぼ同じ位置に高仰角領域を保ったまま、南半球における高仰角領域を目的の場所に合わせられることが確認された。この結果が図 4. 2 8 および図 4. 2 9 の最低仰角等高線図に表されている。図 4. 2 8 は 3 機構成楕円軌道最適配置の場合、図 4. 2 9 は 4 機構成楕円軌道最適配置の場合である。

3 機構成の場合、日本の東京・福岡間だけではなく、オーストラリアのシドニー・アデレード間でも仰角 70 度以上で移動体衛星通信を行うことが可能になる。4 機構成の場合には、日本とオーストラリアの両方で特に人口が密集している地域において 75 度以上の最低仰角が、日本の本土とオーストラリア南東部の全域で 70 度以上の最低仰角が確保される。

4 機構成の場合には、韓国を含めて最適化できる。韓国を含めて最適化した場合の軌道パラメータを表 4. 5 に示す。ケース(a)は韓国を考慮せずに表 4. 4 に示したパラメータを用いた場合で、ソウルでの最低仰角は 69.6 度である。日本本土と韓国のほぼ全域で最低仰角 70 度を確保することを条件にしたのがケース(b)である。さらに、日本におけるサービスエリアの北限を札幌として、東京とソウルに同じウエイトをかけたものがケース(c)である。これらのケースでは、日本やオーストラリアにおける仰角特性は多少劣化する。ケース(b)および(c)における日本および韓国周辺の最低仰角等高線図を、図 4. 3 0 に示す。

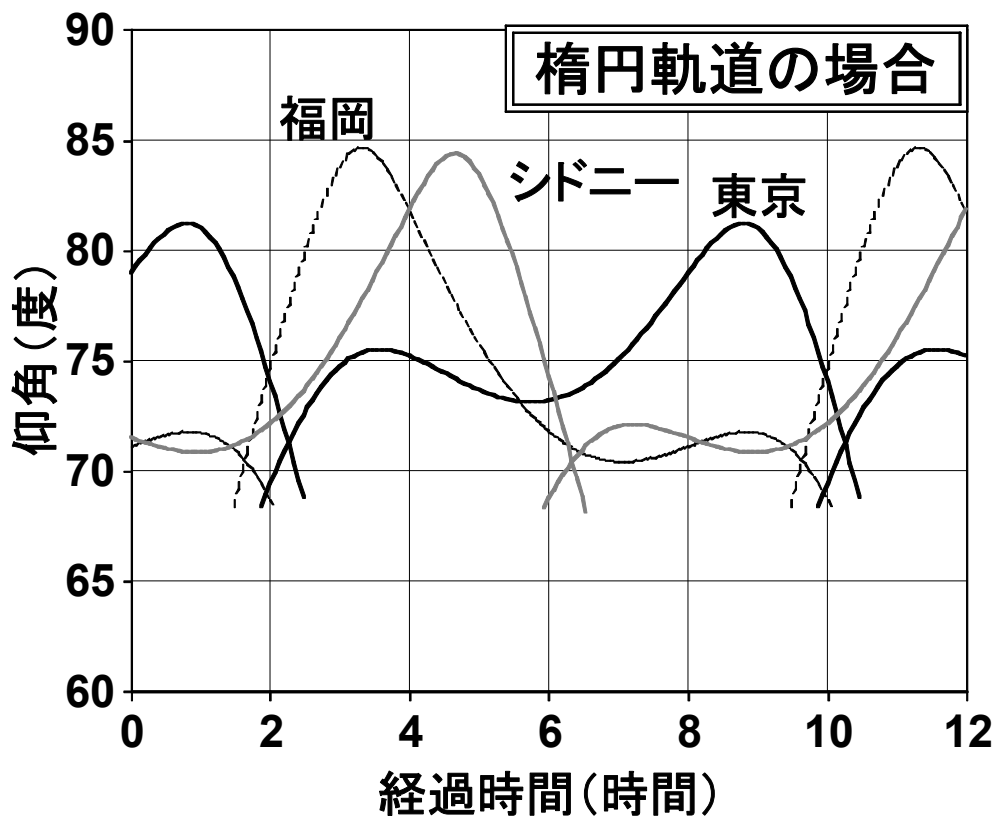
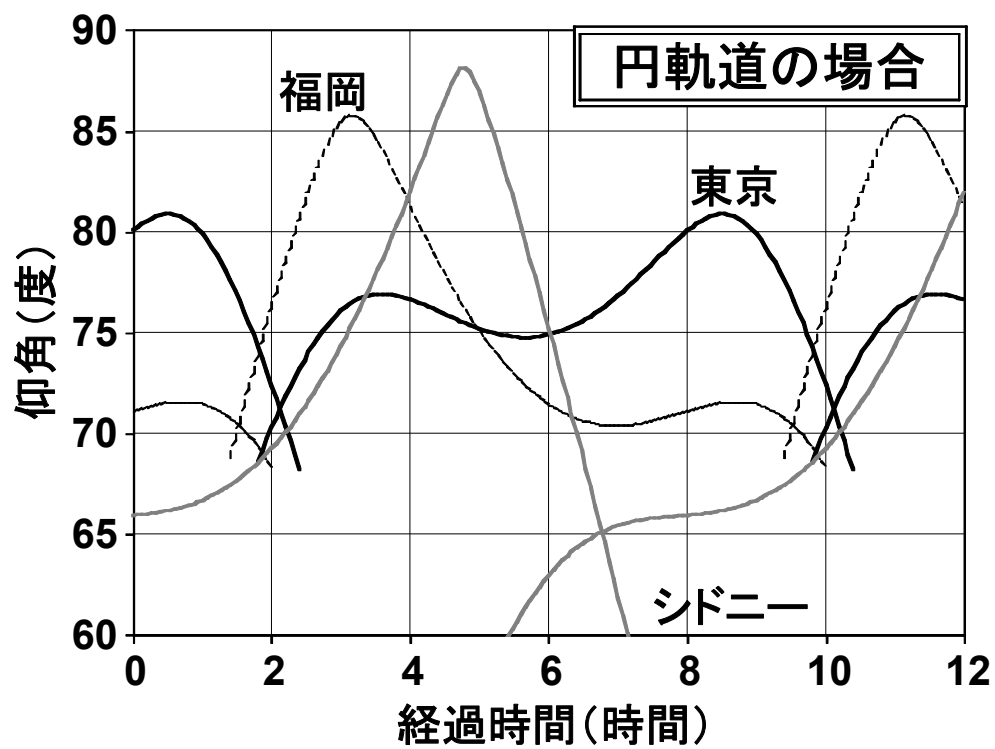


図 4. 2 4 最適 3 機構成における各都市の仰角変化

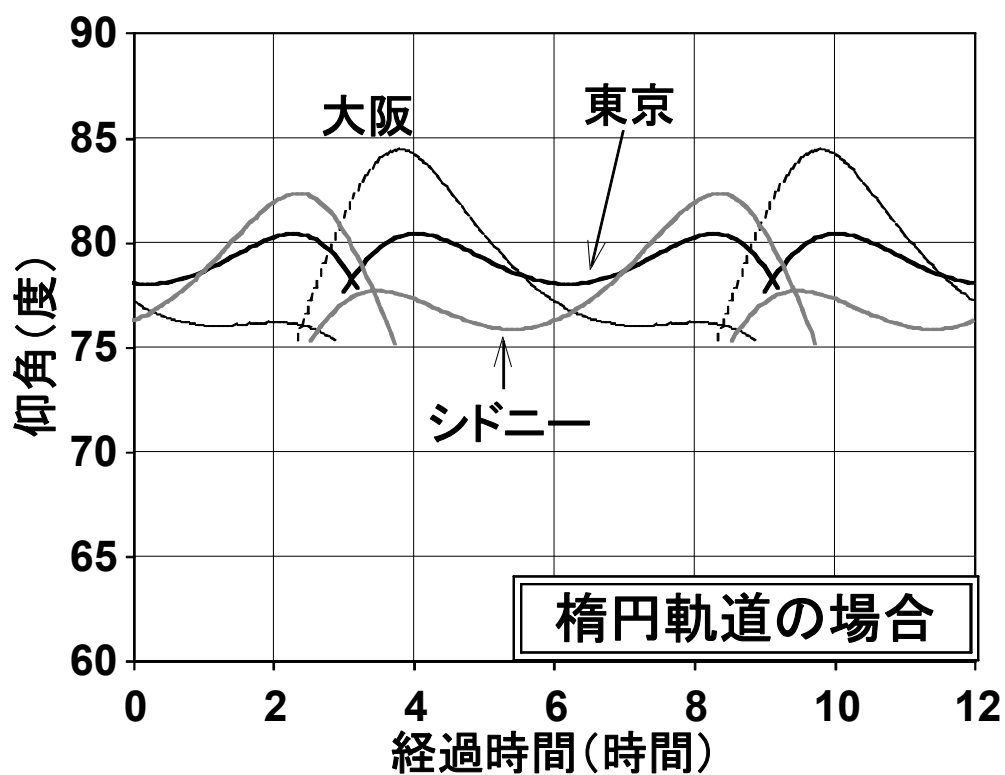
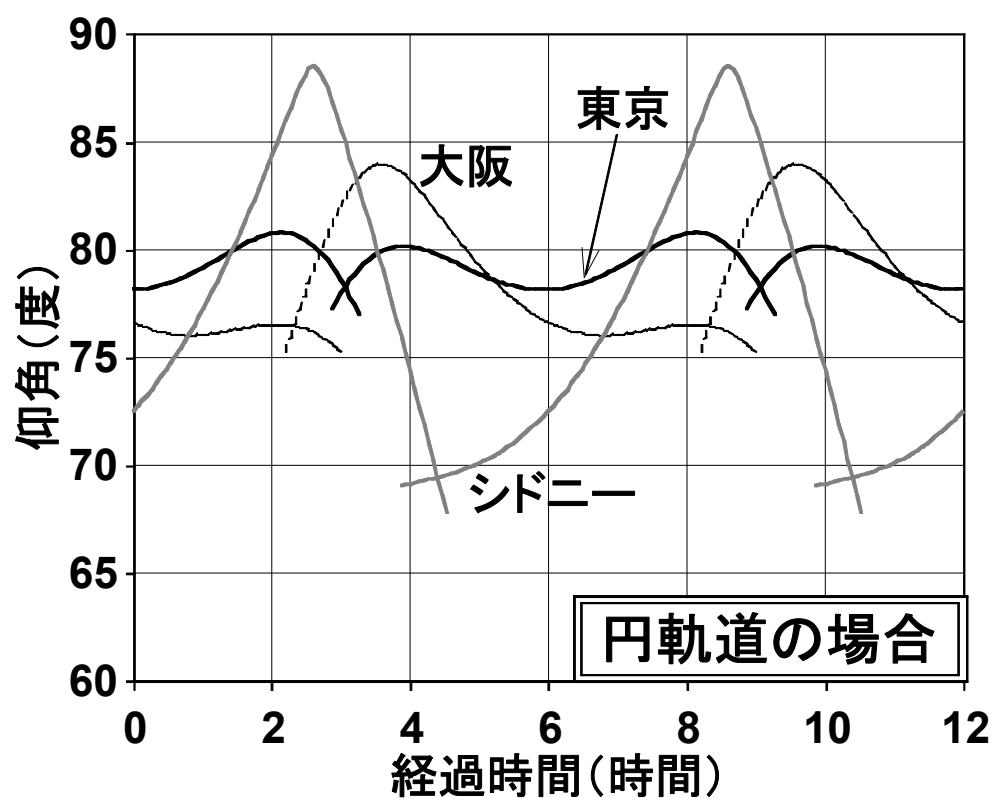


図4. 25 最適4機構成における各都市の仰角変化

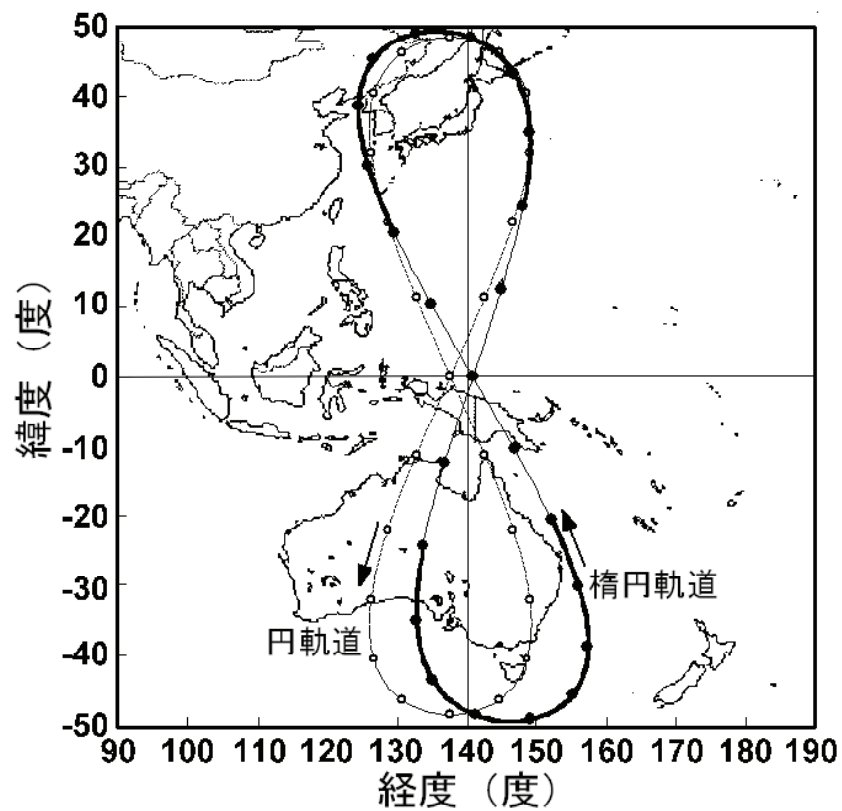


図 4. 2 6 最適 3 機構成における衛星直下点軌跡

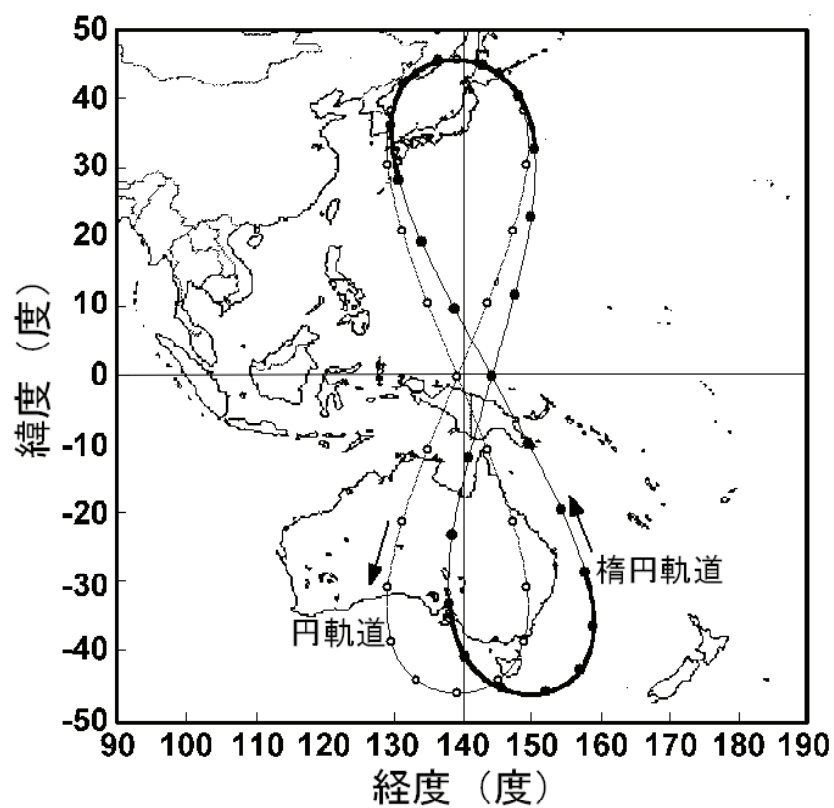


図 4. 2 7 最適 4 機構成における衛星直下点軌跡

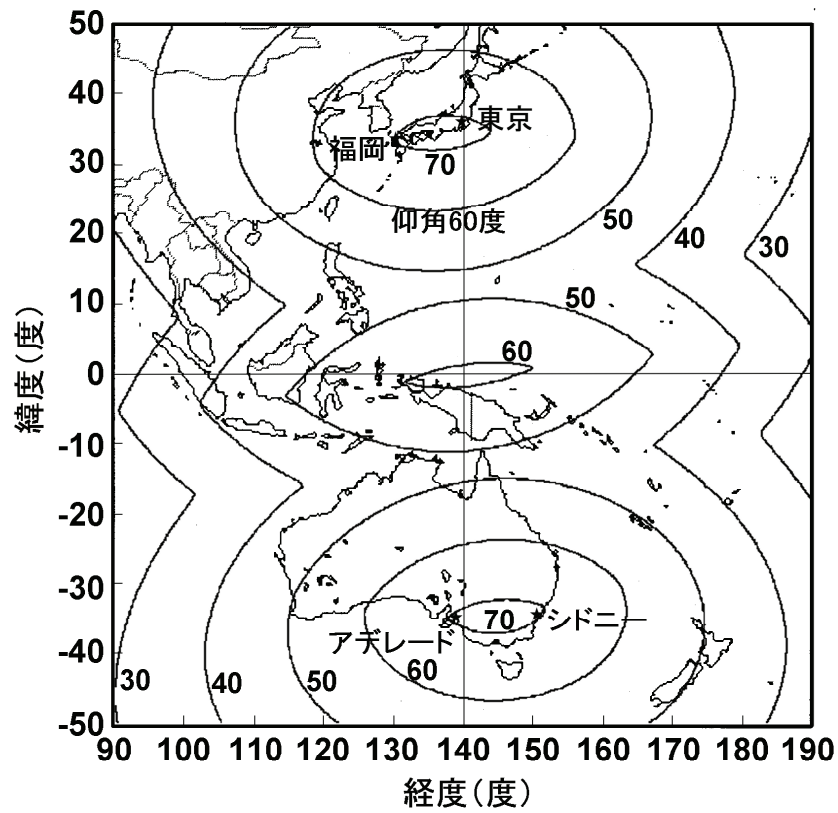


図4. 28 最適3機構成の場合の最低仰角

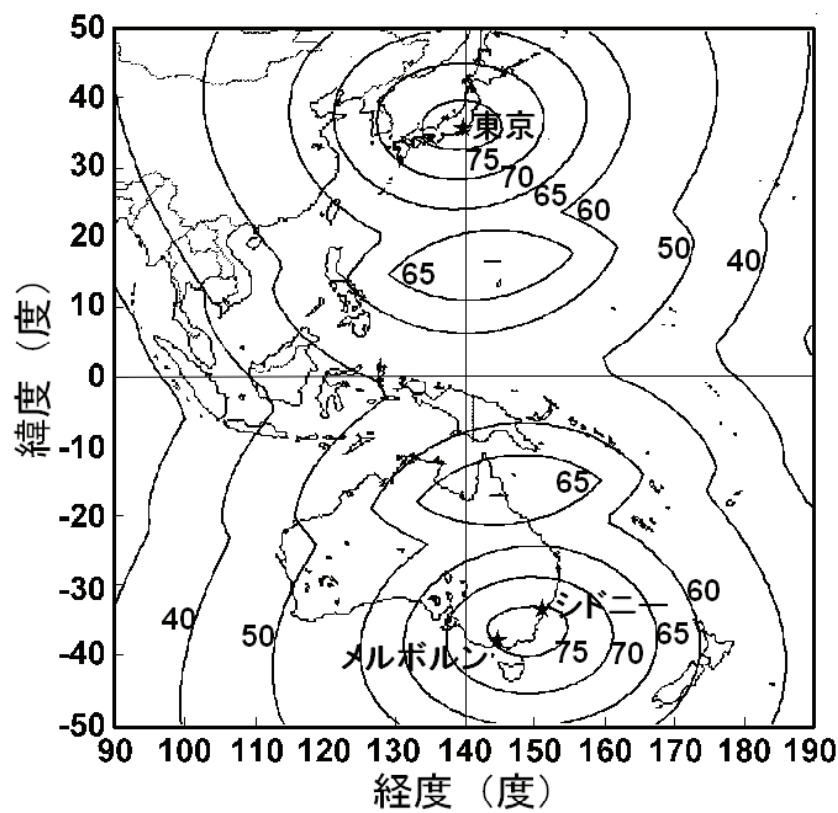
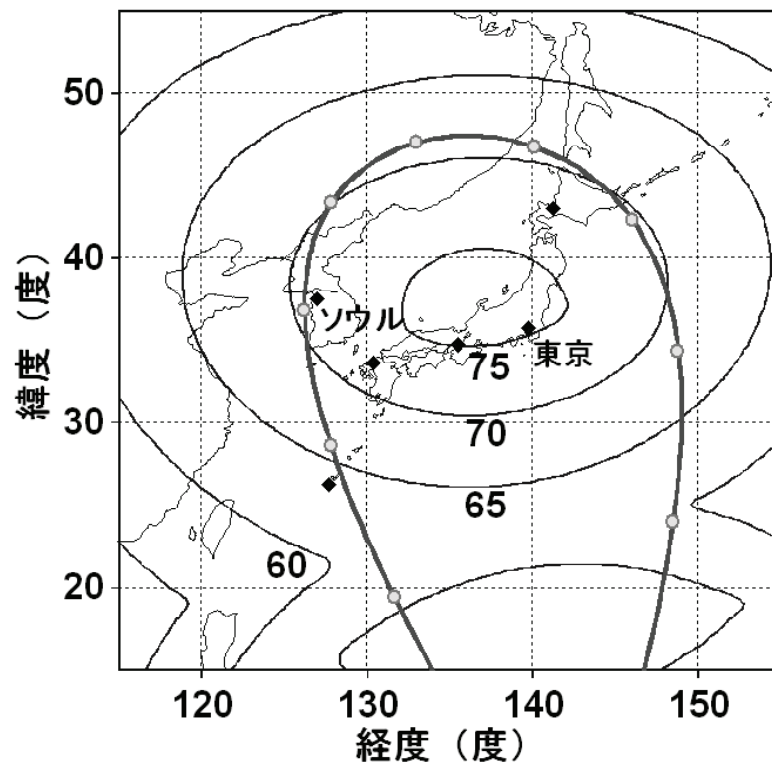


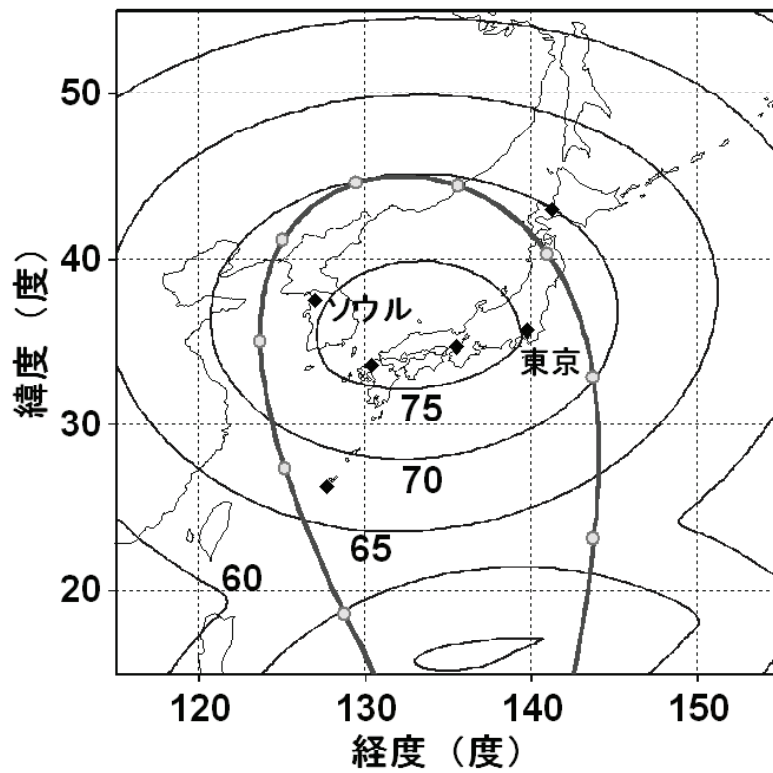
図4. 29 最適4機構成の場合の最低仰角

表 4. 5 日・韓・豪を対象とした場合の衛星配置

ケース	(a)	(b)	(c)
韓国へのウエイト	考慮せず	全域 70 度	日本と同等
軌道傾斜角 (度)	45.8	47.4	44.9
離心率	0.048	0.058	0.06
昇交点経度 (度)	144.4	142.7	139.1
東京での最低仰角	78.0	75.4	74.6
ソウルでの最低仰角	69.6	71.0	74.6
シドニーでの最低仰角	75.9	73.9	74.6



(ケース b)



(ケース c)

図4. 30 韓国を考慮した場合の最低仰角

4. 3. 2 北半球に特化した軌道

北半球にサービスエリアを特化して、その最低仰角を高めるためには、近地点引数を 270 度に設定すればよいことがわかっており、実際にそのような軌道を使ったシステムも提案されている。そのひとつである軌道傾斜角 45 度、離心率 0.139、近地点引数 270 度の楕円軌道 [16] に対する衛星直下点軌跡を図 4. 3 1 に示す。

近地点引数を 270 度にとるということは、軌道の最北点と遠地点を一致させることになる。ケプラーの第 2 法則により遠地点では衛星の速度が遅くなることから、衛星が北半球にとどまる時間が長くなり、北半球で高い仰角を維持できる時間が長くなる。また、サービスを行うアクティブアークの緯度・経度範囲が狭いほど仰角が高くなることから、8 の字軌跡の北の部分が小さくなることも好都合である。文献 [16] の軌道については、東京上空で軌跡が交差して 2 回天頂通過するように設定されたと考えられる。

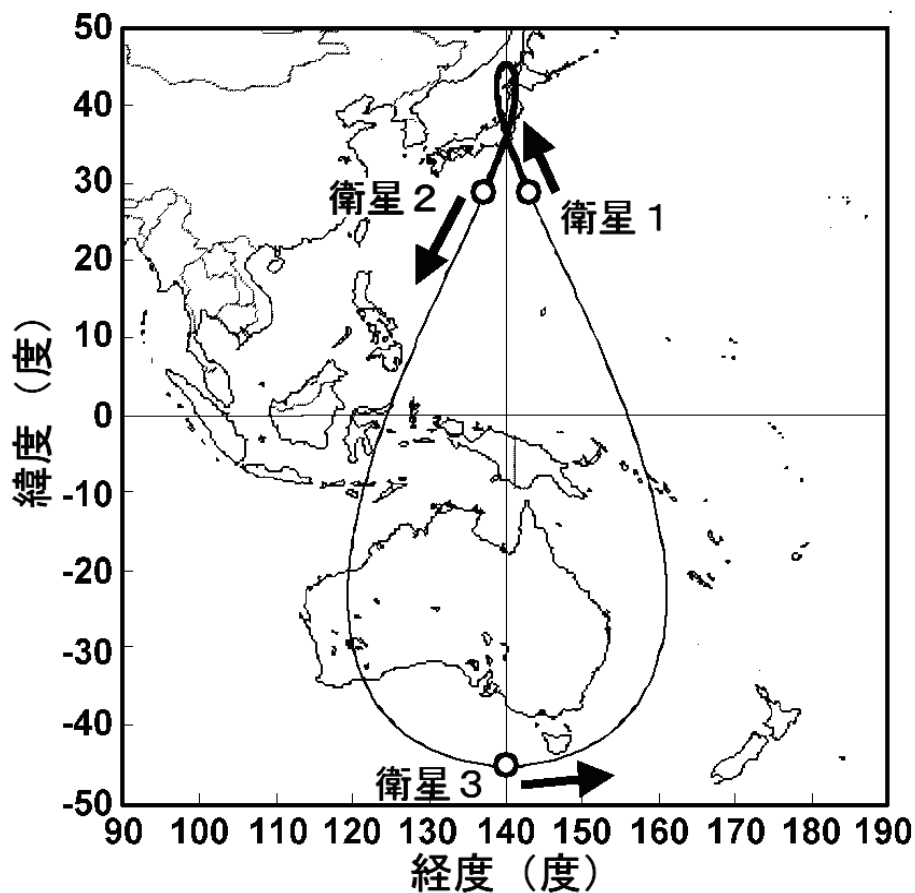


図 4. 3 1 近地点引数 270 度で離心率 0.139 の場合の衛星直下点軌跡

北半球に特化した近地点引数 270 度の軌道パラメータを最適化するにあたり、離心率を変化させたときに衛星の直下点軌跡がどのように変化するかを調べた。軌道傾斜角を 45 度として評価した結果を図 4. 3 2 に示す。図中のマークは 1 時間毎の衛星の位置を示している。円軌道（離心率 0）の場合には南北に対称な 8 の字を描き、北側のループを 12 時間かけて周回する。離心率が大きくなるにつれて北側のループが小さくなり、そのループを周回する時間も短くなる。離心率 0.1 のときには、北側のループを周回する時間がほぼ 8 時間になる。さらに離心率が大きくなると北側のループはますます縮小し、離心率が 0.2 以上の場合にはなくなってしまう。直下点軌跡の形は、離心率 0.2 のときには涙形、0.3 のときには卵型になることがわかる。

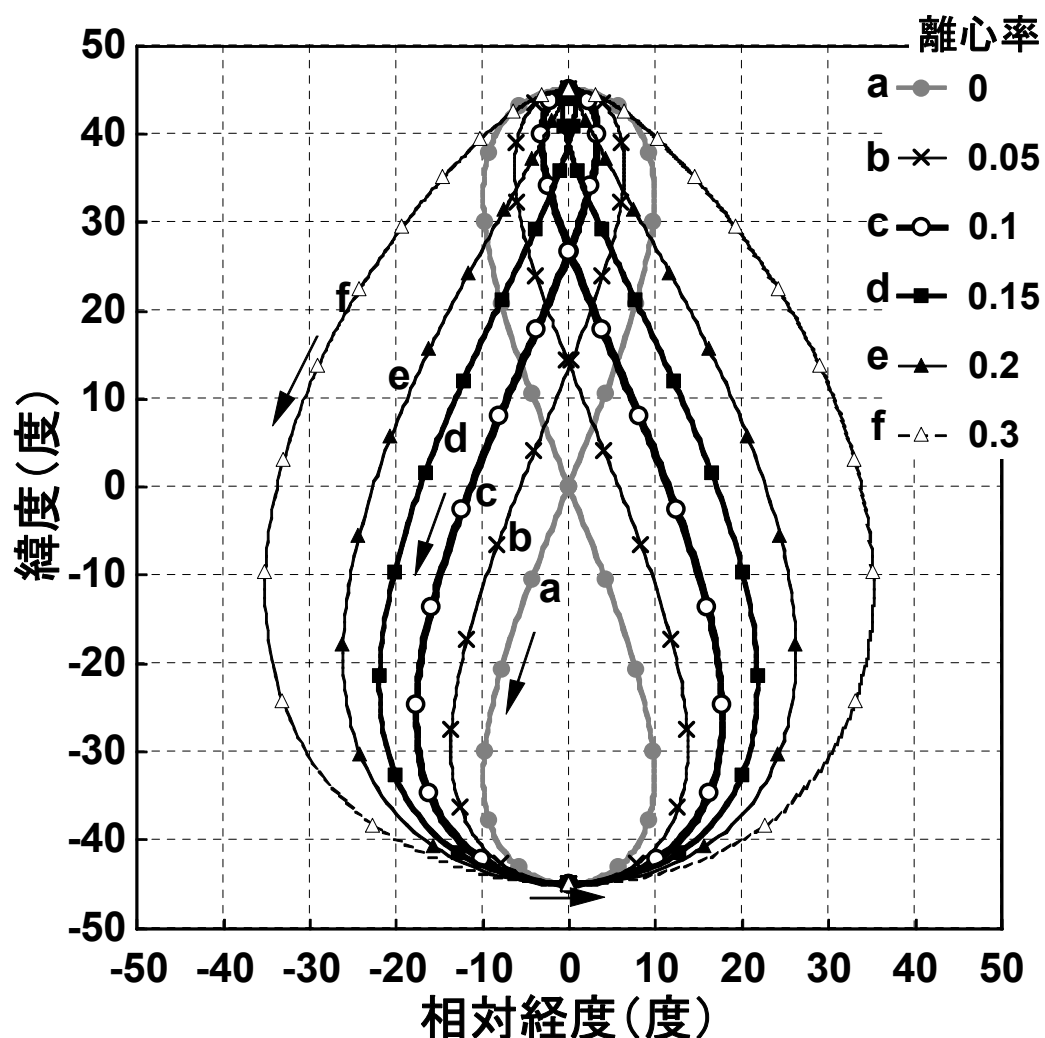


図 4. 3 2 近地点引数 270 度の場合の衛星直下点軌跡

日本付近の8時間の衛星の動き、すなわちアクティブアークの直下点軌跡を図4. 3 3に示す。4. 2 1式より、仰角80度以上を確保できる地心角度は約8.5度である。円軌道の場合と違って衛星高度が変化し、離心率0.2の遠地点では仰角80度の地心角度は8.7度になるなど、遠地点付近で衛星高度が高くなっている分だけ仰角的にも有利になるが、およその最低仰角は、円軌道と同様に直下点軌跡の広がりで評価できる。離心率が0.3以上になると直下点軌跡の経度方向の広がりが相当大きくなることから、サービスエリアの中心付近で非常に高い最低仰角を得るための離心率範囲は、およそ0.1~0.3である。

近地点引数270度の楕円軌道を用いれば、80度近い最低仰角が容易に得られることから、円軌道のときのようにパラメータを正確に絞り込む必要はなく、ある程度の幅をもってサービスの目的に応じて軌道設計ができる自由度がある。また、3機構成で仰角的には十分である。

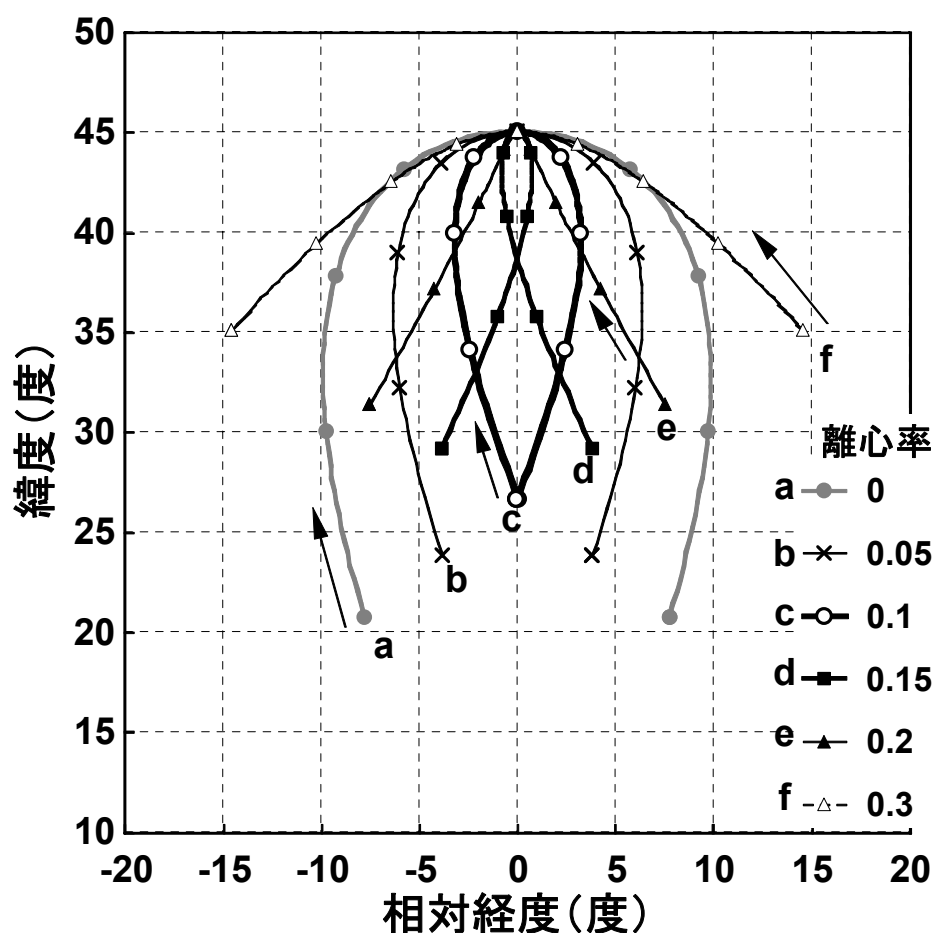


図4. 3 3 遠地点通過前後各4時間の衛星直下点軌跡

4. 3. 3 地上から見て同一位置でハンドオーバーが可能な軌道

準天頂衛星ネットワークシステムにおいては、必ず通信回線のハンドオーバーを行わなければならない。円軌道の場合について、ハンドオーバーを行う時刻における衛星の配置を図4. 3 4に示したが、衛星1の位置にある衛星から衛星2の位置にある衛星にハンドオーバーを行うことになる。2機の衛星の位置は衛星直下点経度にして約20度離れているため、地上局から見た衛星の方向も約20度異なっている。単一ビームのアンテナをもつ地上局で通信を行う場合、ハンドオーバー時にビーム方向を大きく変える必要があり、その間通信が中断されることになる。大口径アンテナの場合は駆動速度も遅く、数秒～数分間にわたって通信ができなくなる。連続して通信を行うためには、同時に2衛星を追尾できるようにアンテナを2つ設置するか、瞬時に指向方向を変更できるフェーズドアレイアンテナを使用する必要がある。

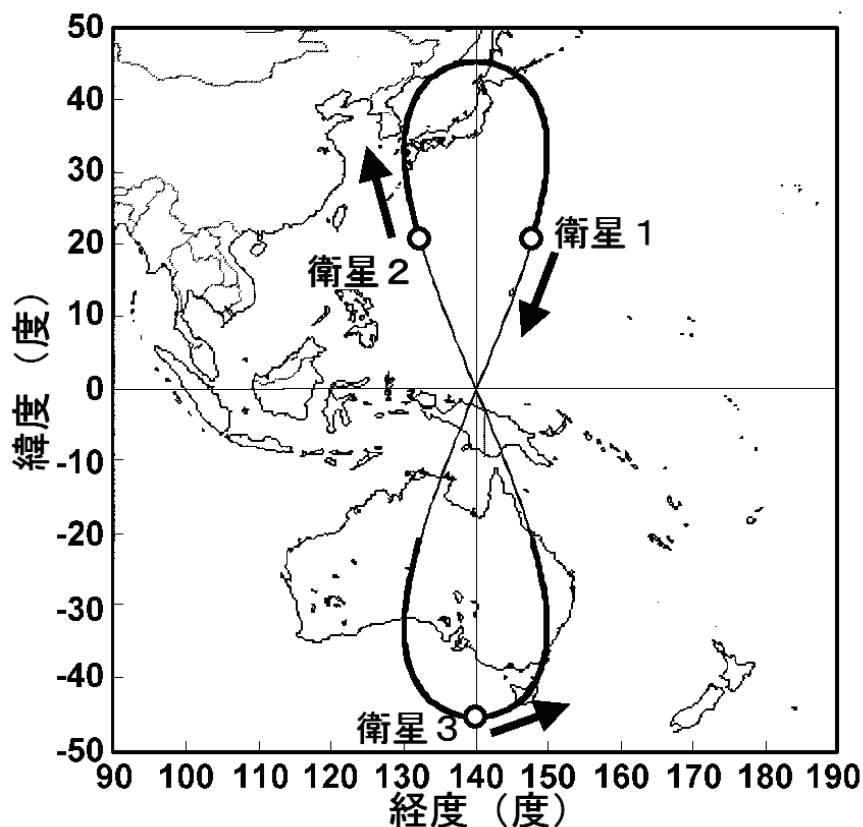


図4. 3 4 ハンドオーバーを行う時刻における衛星の配置例

準天頂衛星ネットワークシステムを用いて、指向性の強いアンテナで高速の通信を行う場合には、地上局のアンテナビーム内に2機の衛星が同時に入り、同一ビーム内でハンドオーバーを行うことができれば好都合である。サービスエリア内の全ての地上局から見て同一ビーム内ハンドオーバー条件を満たすためには、ハンドオーバー時の2機の衛星の位置がほぼ同じでなければならない。

同一ビーム内でハンドオーバー（同一位置でのハンドオーバー）が可能となる条件を満たす場合の衛星直下点軌跡を図4. 35に示す。図中の軌跡上には1時間毎の衛星の位置を×印で示している。3機構成の場合には、8時間毎（正確には軌道周期の3分の1である1/3恒星日毎）にハンドオーバーが行なわれる。図4. 35のように北側が小さく南側が大きい8の字の直下点軌跡をもつ場合、各衛星が北側のループ上を周回するために必要な時間が8時間であれば、通信対象となっている衛星（衛星1）がこのループから出る瞬間に、ちょうど次の衛星（衛星2）がループ内に入ってくる。つまりループの交点上で2機の衛星

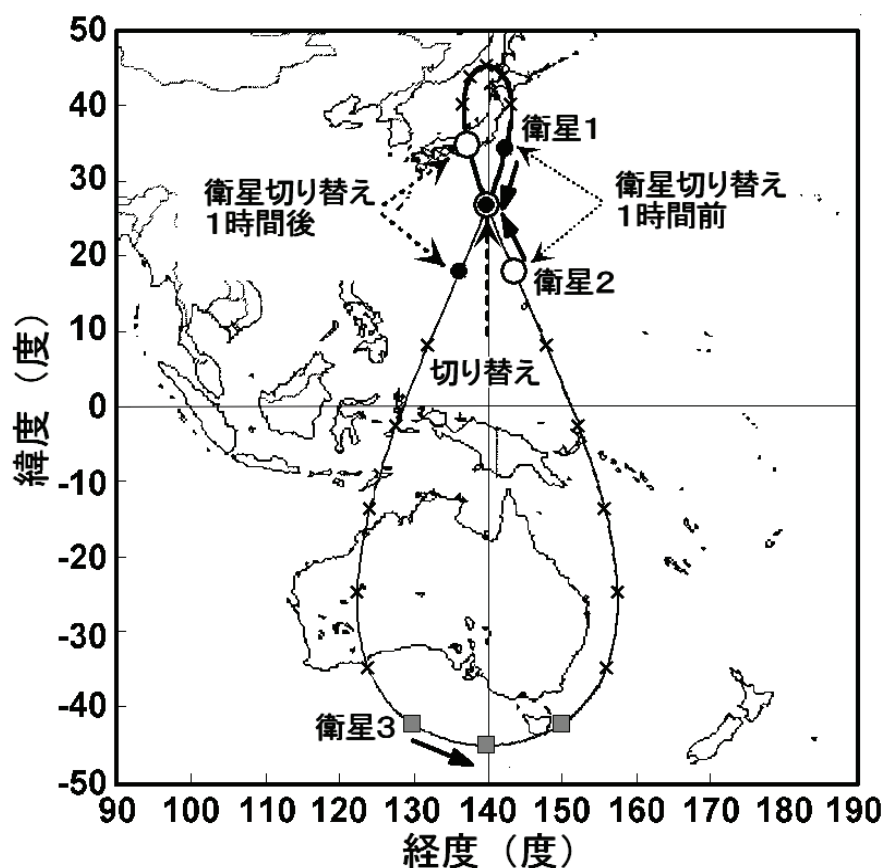


図4. 35 同一位置ハンドオーバー条件を満たす場合の衛星直下点軌跡

がすれ違うことになる。

このように、8の字を描く直下点軌跡の交点でハンドオーバーが行なわれるような軌道を選べばよいが、そのときの衛星高度もほぼ等しくなる必要がある。楕円軌道で遠地点が最北点にある場合（近地点引数 270 度）および最南点にある場合（近地点引数 90 度）には、直下点軌跡が東西対称になり、軌跡が交差する点での衛星高度も等しくなる。その他の近地点引数をとった場合には、直下点軌跡が交差していても高度が異なるため、空間内では軌跡は交差しない。したがって、近地点引数は 90 度または 270 度とする必要がある。この条件は、前節で述べたように北半球で高い仰角を得る条件と合致しており、非常に好都合である。

これらの条件を同時に満たす軌道に衛星を配置すれば、同一ビーム内でのハンドオーバーが可能になる。この場合、あたかも 1 機の衛星が 8 時間周期で北側のループを周回し、2 機の衛星が 16 時間周期で南側のループを周回しているように見えることになる。

近地点引数が 270 度の楕円軌道において離心率を変化させることにより、北側のループ内を周回する時間を調整することができる。この状況は先に図 4. 3 2 で説明したとおりである。

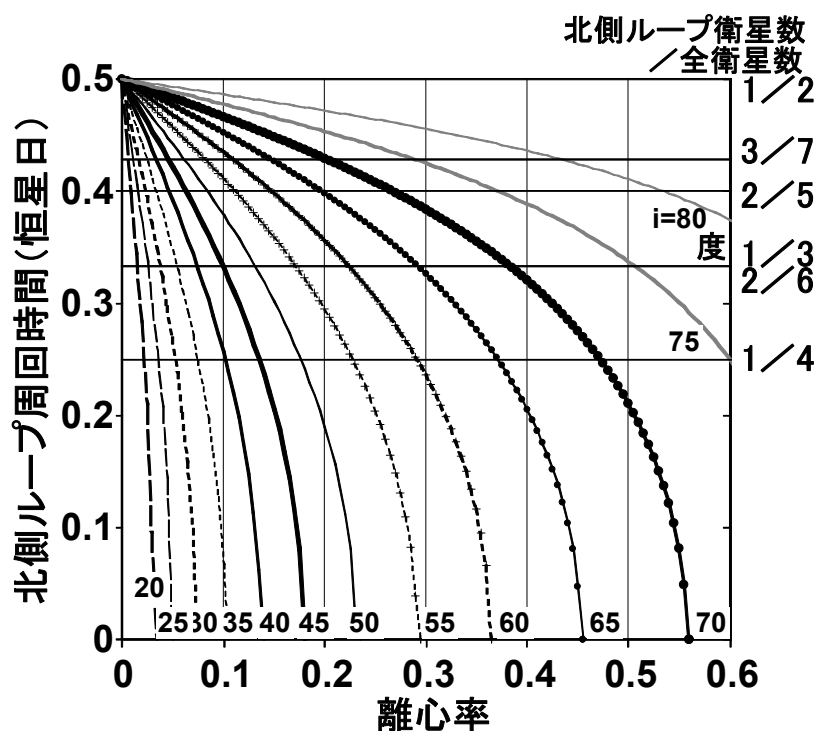


図 4. 3 6 離心率と北側ループ周回時間の関係

北側のループを回る周期は、離心率と軌道傾斜角に依存する。離心率と北側ループを周回する時間の関係を評価した結果を図4. 36に示す。軌道傾斜角を20度から80度まで5度刻みに変えて評価した。図中の水平線は、ループ周回時間が8時間の場合を含め、同一点ですれ違う条件を満たすループ周回時間を示している。ループ周回時間が6時間であれば、4機の衛星を配置したときに1機の衛星が北側のループ内を回ることになる。またループ周回時間が0.4日であれば、5機の衛星を配置したときに常時2機の衛星がループを周回する。このように、北側ループの周回時間と軌道周期（1恒星日：地球が恒星に対して1回自転する周期）が簡単な整数比で表されるような条件を満たせば、同一ビーム内でのハンドオーバーが可能になる。

離心率が0、すなわち円軌道の場合には、赤道上にループの交点をもつため、ループ周回時間は軌道傾斜角によらず12時間となる。この軌道に偶数機の衛星を配置すれば赤道上空での同一ビーム内ハンドオーバーが可能になるが、交点付近に同一周波数を使用する静止衛星がある場合には利用できない。軌道傾斜角が比較的小さいときには、離心率の増加とともに北側ループ周回時間は急激に短くなり、離心率0.1以下で単一閉曲線（卵形）になってしまう。軌道傾斜角が大きくなるほど、同一離心率での北側ループ周回時間が長くなっていることがわかる。

比較的小さい衛星数で構成されるシステムについて、軌道傾斜角と同一ビーム内ハンドオーバー条件を満たす離心率（最適離心率）の関係を評価した結果を図4. 37に示す。軌道傾斜角が小さいときは条件を満たす離心率が非常に小さく、傾斜角が30度以下であれば0.05以下の小さな離心率でよい。3機構成の場合、軌道傾斜角が約45度のときに最適離心率が0.1になり、さらに軌道傾斜角が大きくなると最適離心率は急激に増大する。

図4. 37には軌道傾斜角63.4度の線を示したが、この傾斜角は臨界傾斜角と呼ばれ、地球の偏平による近地点引数の摂動がなくなり軌道保持が容易になる。この臨界傾斜角で同一ビーム内ハンドオーバーを満たす軌道を利用すれば、衛星管制システムを含めた地上系全体を簡略化できるという利点がある。3衛星システムで臨界傾斜角を採用した場合の最適離心率は0.2679である。

日本を対象にして高仰角のサービスを提供する準天頂衛星ネットワークシステムでは、数値シミュレーションの結果、軌道傾斜角45度、離心率0.099として同一地点でのハンドオーバーを可能とし、直下点軌跡の中心経度を137度とするのが適当であることがわかった。このときの日本付近での最低仰角を図4. 38に示す。

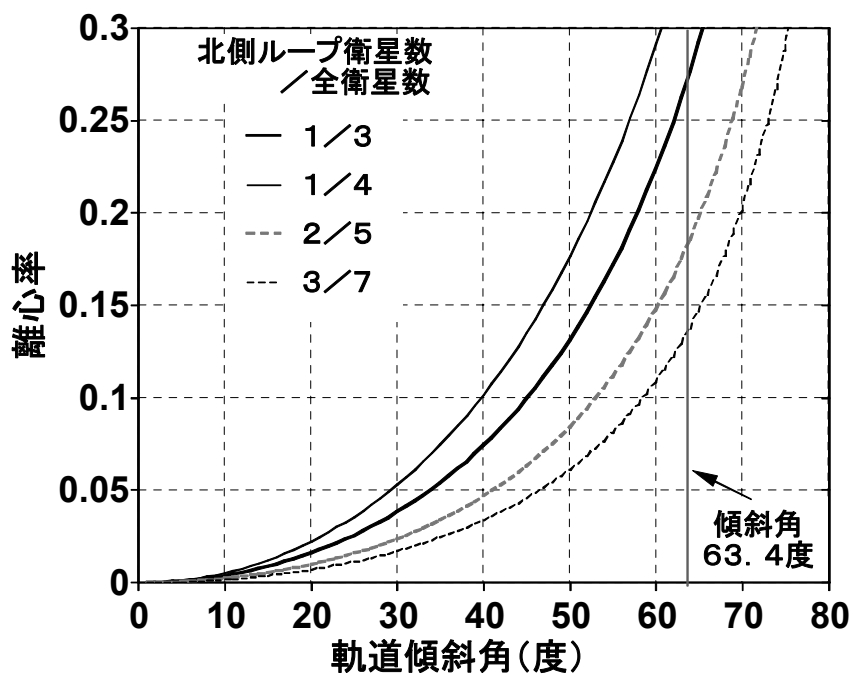


図4. 37 同一位置ハンドオーバー条件を満たす離心率

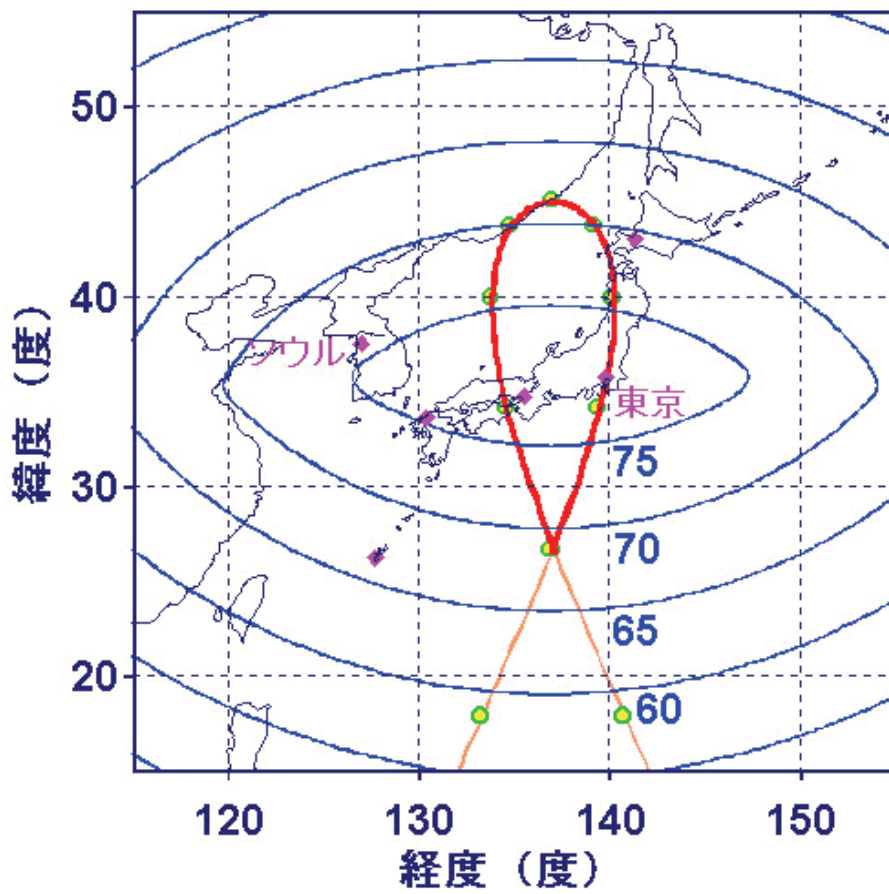


図4. 38 日本を対象とした最適軌道の直下点軌跡と最低仰角

第5章 衛星軌道保持制御量の最小化と最適制御方法

本章では、準天頂衛星ネットワークの軌道保持制御量の最小化とそのための軌道制御方法について述べる。地球扁平による昇交点赤経の摂動への対処方法を説明し、この変化を修正する必要があることを示した上で、円軌道の軌道保持制御量を評価した結果を示す。次に、楕円軌道に関して、同様に軌道保持制御量を評価した結果を示し、実用システムの候補軌道の比較について述べる。次に、通信ミッションの要求条件を満たしながら軌道保持間隔を延ばす方法と、その評価結果を明らかにする。さらに、測位単独ミッションの場合に、どこまで軌道保持を簡略化できるかについて検討した結果を示す。

5. 1 地球扁平による昇交点赤経の摂動と保持制御

3. 2 節で説明したように、地球の扁平による摂動は全ての摂動の中で最大であり、軌道傾斜角 45 度の円軌道では、昇交点赤経の変化率は-3.47 度/年である。この変動分を戻して元の軌道に保持するためには、3. 2 0 式に基づいて軌道制御を行う必要がある。3. 2 0 式から、 $\omega+f=90$ 度、すなわち軌道の最北点で **W** 方向、すなわち軌道面法線方向に増速すれば最も効率的であることがわかる。

3. 2 0 式から、必要な増速量（制御量） ΔV は次式で表される。

$$\Delta V = \frac{h}{r} \frac{\sin i}{\sin(\omega+f)} \Delta \Omega \quad (5. 1)$$

軌道傾斜角と離心率をパラメータとして、3. 1 1 式と 5. 1 式から、昇交点赤経を保持するために必要な制御量を求めた。その結果を図 5. 1 に示す。

必要な制御量は軌道傾斜角が 45 度のときに最大になる。静止衛星については、軌道傾斜角を保持するために「南北制御」を行っており、ほとんどの制御量はこの南北制御に使われているが、その大きさは年間で 40~50m/s である。それに比べて、準天頂衛星の軌道の昇交点赤経を保持するためにはその 3 倍の制御量が必要であり、結果的に衛星の寿命が静止衛星の場合の 3 分の 1 に短縮されてしまうことになる。まともに保持制御したのでは、実用にならないことがわかる。

しかしながら、準天頂衛星ネットワークシステム全体としてのネットワークの幾何学的配置、すなわちネットワークを構成する 3 機の衛星と地球上にある基地局、およびサービ

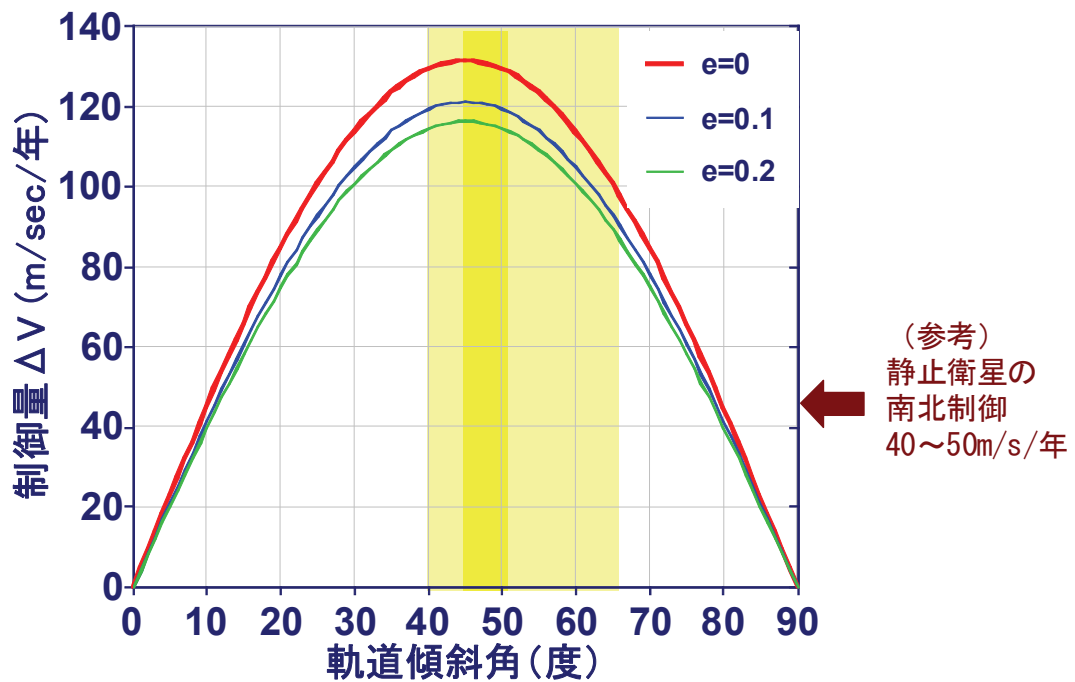


図 5. 1 地球扁平による摂動に対して昇交点赤経を保持するために必要な制御量

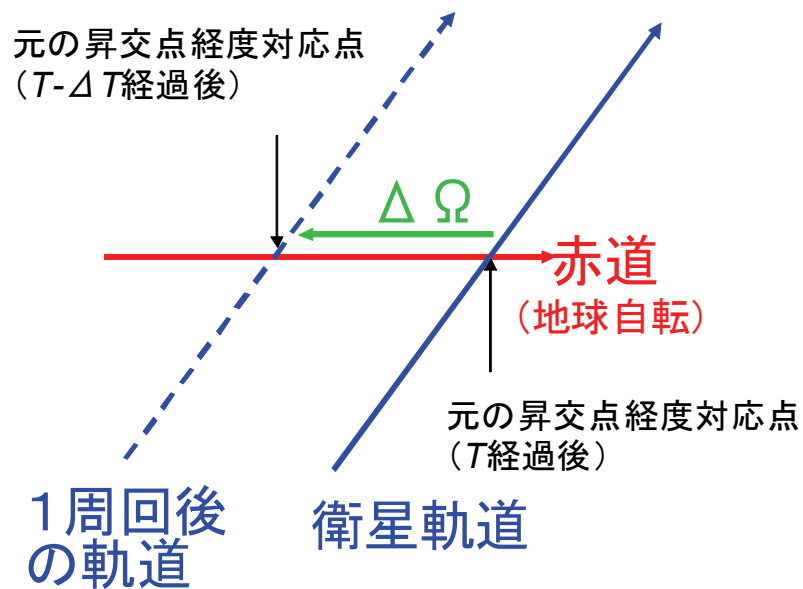


図 5. 2 軌道周期の調整による昇交点経度の保持

スエリア内にあるユーザ局の位置関係を保つことが重要であり、必ずしも慣性空間に対して衛星の軌道を完全に保持しなくてもいい。保持することが必須なのは、衛星の直下点軌跡と、3機の衛星の正確な間隔である。軌道面に関していえば、地球表面に対する相対的な軌道面を保持すればよい。

昇交点赤経の変化率が-3.47度/年であることから、衛星の軌道面は1日に約0.01度だけ西の方に動いていく。完全な同期軌道においてこの摂動を放置すると。衛星直下点軌跡の中心経度は1年後には3.47度だけ西に動いてしまう。しかしながら、地球の自転を考慮して衛星の軌道周期を調整すれば、軌道面自体は動いても衛星直下点軌跡の中心経度は保持可能である。

図5. 2に示すように、軌道1周回後（1恒星日後）に衛星の軌道面が $\Delta \Omega$ だけ西に動くが、地球の自転により1恒星日後には、最初に衛星直下にあった点は元の軌道の直下に戻ってくるため、昇交点経度は $-\Delta \Omega$ だけずれることになる。地球の自転角 $\Delta \Omega$ に相当する時間分 ΔT だけ軌道周期を短くすれば、変化した軌道の昇交点を衛星が通過する際に、地球が完全に1回自転するよりも $\Delta \Omega$ だけ手前にあることから、1周回前の衛星直下点がちょうどそのときに直下にくることになる。つまり、軌道の昇交点経度が保持される。軌道傾斜角が45度の場合、周期を約2.4秒短縮すればよく、これは軌道長半径を約74m小さくする（軌道投入や軌道保持の目標軌道であるノミナル軌道の軌道長半径を小さく設定する）だけで実現できるため、この摂動に対しては補償する制御が全く不要となる。

ネットワークを構成する各衛星により $\Delta \Omega$ が異なる場合に個別の衛星のこの方法を適用すると、衛星毎に周期が異なって衛星間隔に乱れが生じ、衛星間隔が開いたところで仰角が低下してしまうが、地球の扁平による $\Delta \Omega$ は3機の衛星に共通のため、この方法を使うことで昇交点赤経の保持制御が回避できる。

5. 2 円軌道の場合の軌道保持制御量

5. 2. 1 月・太陽の重力による効果

本節では、軌道傾斜角45度の円軌道の傾斜同期軌道を用いた準天頂衛星ネットワークシステムにおいて必要となる、軌道保持制御量について評価する。円軌道の場合には、地球の扁平による近地点引数の摂動とも無関係なことから、大きな摂動力は月及び太陽の重力

である。

太陽の重力に関しては、第3章で述べた永年摂動と長周期摂動について考慮する必要がある。半年周期の長周期摂動の大きさは、**Isr** 方向、すなわち黄道の極と軌道面法線のなす角が変化する方向において最大振幅 0.12 度である。これは永年摂動の大きさに比べて十分に小さく、永年摂動と逆方向に寄与して逆向きの制御が必要になることはないので、基本的に無視できる。月の重力による周期半月の長周期摂動についても、その振幅はさらに小さいため無視できる。

太陽の重力によって生じる軌道面法線の **Ist** 方向への永年摂動の大きさを、黄道の極と衛星の軌道面法線のなす角 i_{so} の関数としてグラフにしたものが図 5. 3 である。この変化を修正して軌道面法線方向を保持するために必要な制御量も右側の軸に示した。軌道傾斜角 45 度の傾斜同期軌道がとり得る範囲を灰色で示し、静止軌道に対応するところを点線で示した。軌道面の変化率は、軌道面法線と黄道の極のなす角が 45 度のときに最大になる。傾斜同期軌道では、 Ω が 0 度付近と 180 度付近にある場合を除き、軌道面保持に必要な制御量は静止軌道よりも大きくなる。

月の重力によって生じる軌道面法線の永年摂動の大きさを、月の軌道面法線と衛星の軌道面法線のなす角 i_{mo} の関数としてグラフにしたものが図 5. 4 である。傾向としては太陽の重力の効果と同じである。ただし月の軌道面法線については黄道の極の周りを歳差運動しているため、 i_{mo} のとりうる範囲は太陽の場合よりも広がっている。また軌道面の変化率と必要制御量のどちらも、太陽の場合のほぼ 2.2 倍である。

軌道傾斜角が 45 度の場合について、軌道傾斜角と昇交点赤経の永年摂動を詳細に評価した。図 5. 5 は太陽の重力による永年摂動の昇交点赤経 Ω 依存性を示すものである。図中の合計変化率 $\left| \frac{d\mathbf{I}}{dt} \right|$ は、軌道面法線としての変化率を表し、各軌道要素の変化率と以下の関係がある。

$$\left| \frac{d\mathbf{I}}{dt} \right| = \left(\left(\frac{di}{dt} \right)^2 + \left(\frac{d\Omega}{dt} \sin i \right)^2 \right)^{1/2} \quad (5. 2)$$

図 3. 7 から推定できるように、 Ω が 0 度以上 180 度以下の場合は軌道傾斜角が増加し、それ以外の場合は減少することが示されている。軌道面法線と黄道の極の離角が 45 度になる $\Omega=70$ 度付近と 290 度付近で変化率が最大になる。昇交点赤経については、 Ω の値に関わらず減少し、その変化率の Ω 依存性は小さい。3 機構成の場合には Ω が 120 度間隔と

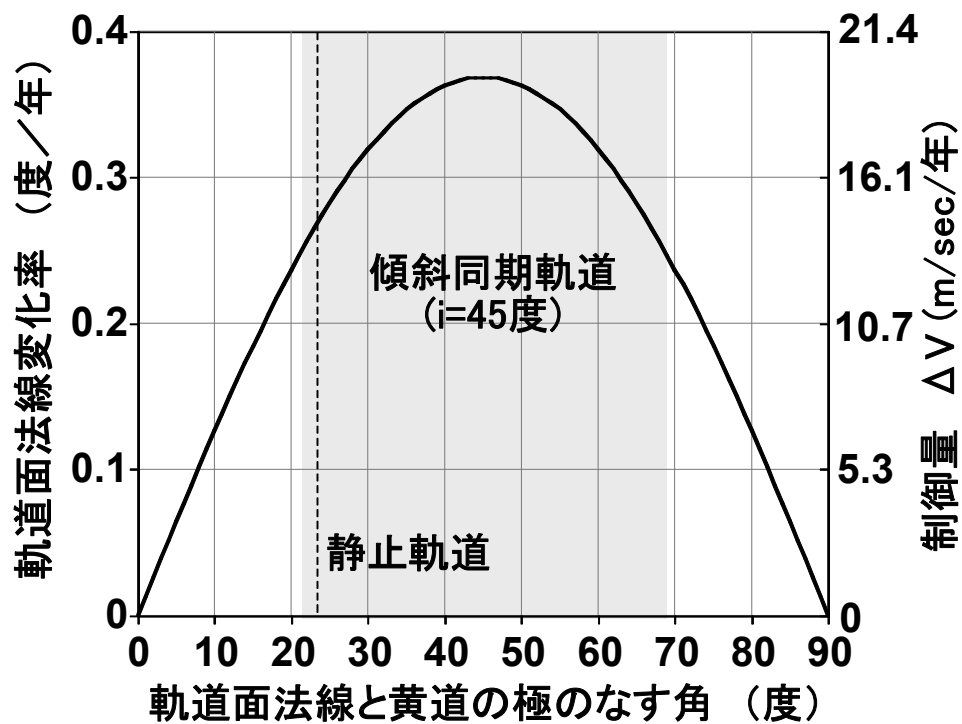


図 5. 3 軌道傾斜角 45 度の場合の太陽重力による永年摂動

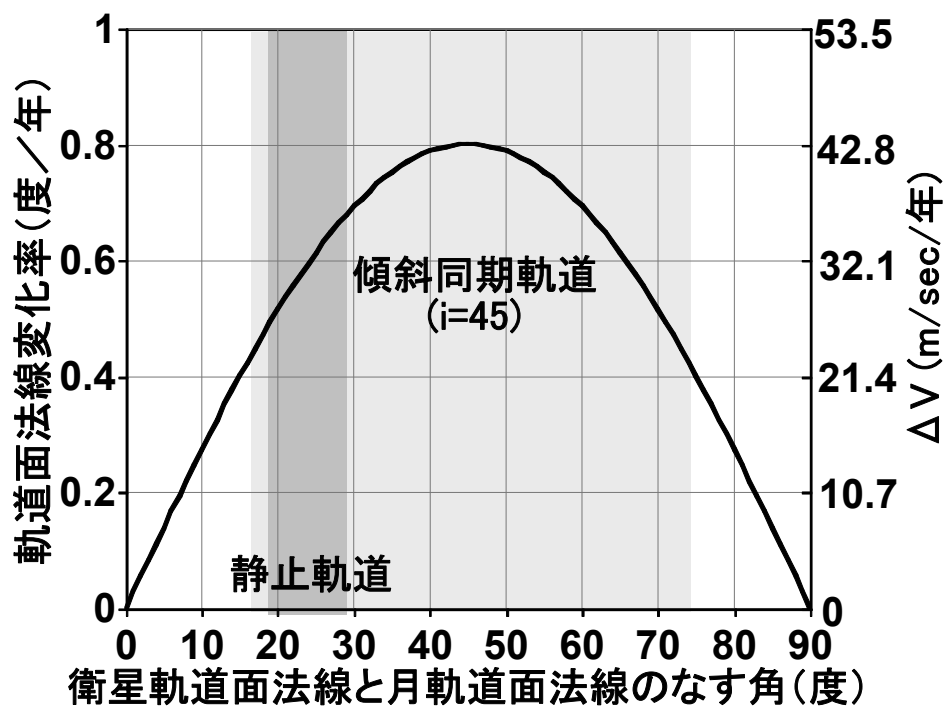


図 5. 4 軌道傾斜角 45 度の場合の月重力による永年摂動

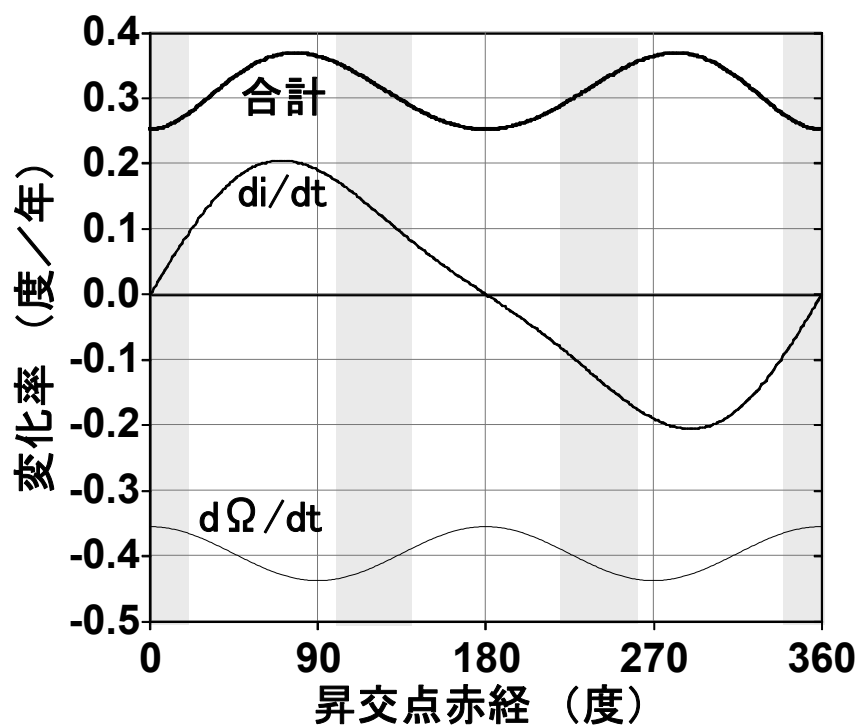


図5. 5 太陽重力による永年摂動の昇交点赤経依存性

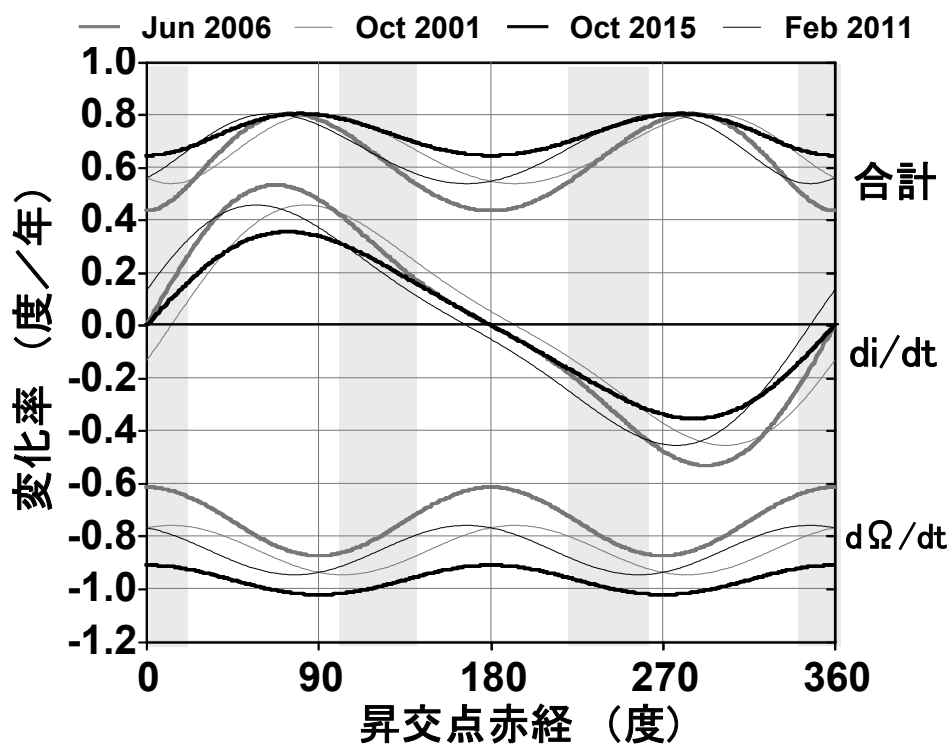


図5. 6 月重力による永年摂動の昇交点赤経依存性

なる 3 つの軌道面上に 1 機ずつ配置されるが、前節で述べたとおり地球の扁平による Ω の摂動を修正しないために、10 年の衛星寿命を想定した場合には、その期間中に Ω は約 35 度減少する。

図 5. 5 の灰色の部分には各衛星が 10 年間にとり得る Ω の範囲を示す。最初に衛星を軌道に投入するときには、灰色の部分の右端である昇交点赤経 15 度、135 度、255 度あたりに各衛星を配置することを目標にする。地球の扁平による昇交点赤経の変動をそのまま受け入れるので、毎年約 3.5 度ずつ昇交点赤経が減少し、寿命末期には灰色の部分の左端に達する。この灰色の部分は、3 機の衛星のうちで最悪条件にある衛星について、10 年平均の軌道変化率が最小になるように Ω の初期値を最適化したものである。図 5. 5 を見てわかるとおり、昇交点赤経 70 度付近と 290 度付近のピーク周辺を回避するように初期値を選択している。

月の重力による永年摂動の Ω 依存性を図 5. 6 に示す。傾向は太陽の場合とほぼ同じであるが、月の軌道面法線の方角によって各要素の変化率は異なる。2006 年においては軌道傾斜角の変化率が大きい、2015 年にはそのほぼ 3 分の 2 まで小さくなる。2006 年は月の軌道傾斜角が最大になり、図 3. 7 の *Imt* 方向が特に $\Omega=70$ 度程度のところで軌道傾斜角 45 度の円周方向から大きく離れ、軌道傾斜角を大きく変化させる方向にはたらくからである。逆に 2015 年には、月の軌道面法線が図 3. 7 の中心側に近づくので、*Imt* について昇交点赤経を変化させる成分が増加する。

準天頂衛星ネットワークシステムとして、それを構成する衛星の幾何学的配置を保持するためには、軌道傾斜角の変化は修正しなければならない。しかしながら、前節で述べたように、昇交点赤経については 3 機の衛星に共通な動きは保持制御の対象とせずドリフトさせ、各衛星の変化率の差だけを修正すればよい。全衛星に共通の変化については前節と同様に軌道周期の微調整で対応できる。その結果、必要な軌道制御量は大幅に削減できることになる。3 機の衛星でなるべく必要制御量の均一化を図るため、軌道傾斜角の変化が最も大きい衛星については昇交点赤経の制御を行わずドリフトさせ、他の 2 機の衛星については、そのドリフトレートにあわせるように昇交点赤経を制御する。

このような方法で月と太陽による摂動を修正する制御を行う場合に必要となる、軌道傾斜角と昇交点赤経の年間制御量と、3 衛星に共通の昇交点赤経のドリフトレートを図 5. 7 に示す。ここでの軌道面制御量は、ドリフト分を除く実質制御成分について、5. 2 式で求めたもので、軌道傾斜角と昇交点赤経を同時に最適条件で制御することを前提として

いる。軌道上の任意の位置で軌道面法線方向の制御ができるという理想的条件では、3. 19式と3. 20式の $\omega+f$ を最適に選べば、過不足なく両方の軌道要素を必要量だけ制御できる。

図5. 7においては、月の条件が最悪の2015年と最良の2006年について示した。比較のために同時期における静止衛星の南北制御量（軌道傾斜角制御量）を矢印で示す。 Ω が約70度の場合と290度の場合に制御量が最大となるが、静止軌道の場合よりも約20%小さい。 Ω をドリフトさせるため、 Ω の変化率は地球偏平による効果を合わせて約-5度/年となる。10年間の Ω の減少は約50度となり、図5. 7の灰色の部分では図5. 5の場合よりも広がることになる。しかしながら、寿命として想定した10年間の平均制御量は静止軌道における南北制御の制御量の約半分で済む。軌道傾斜角45度の円軌道の場合、3衛星の Ω の最適初期値は25度、145度、265度である。

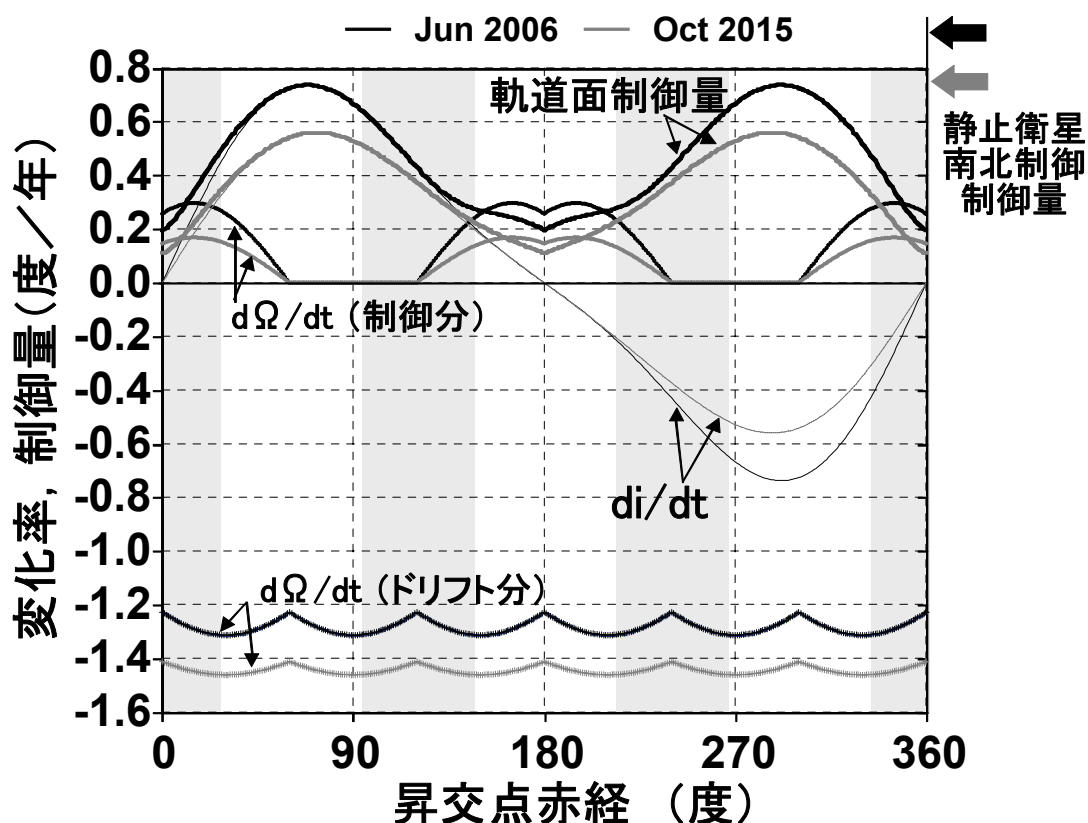


図5. 7 軌道傾斜角と昇交点赤経の年間制御量とドリフトレート

5. 2. 2 その他の摂動の効果

太陽輻射圧は離心率ベクトルに周期 1 年の長周期摂動を生じさせる。円軌道なので軌道投入当初は離心率が 0 であるが、太陽輻射圧により微小な離心率が生じ、1 年かけて近地点引数も変化させながら離心率ベクトル空間に円を描き、1 年後には最初の円軌道に戻る。

3. 16 式において、衛星の断面積・質量比を 0.05、反射係数を 1.3 と仮定し、太陽と衛星の軌道面が一致すると仮定すると、離心率は最大 0.00145 に達する。この離心率の変化を衛星の進行方向（経度方向）の振動的な動きに換算すると、振幅は 0.17 度である。静止衛星の場合は、この振幅を 0.05 度以内に保つことが必須のため、必ず制御が必要になるが、準天頂衛星ネットワークシステムの場合には、この程度の誤差や仰角の低下を許容するのであれば、太陽輻射圧による摂動を修正する制御は不要である。

傾斜同期軌道の場合と静止衛星の場合について、太陽輻射圧による摂動を修正するために必要な制御量を図 5. 8 に示す。昇交点赤経 0 度付近を除き、傾斜同期軌道の方が静止軌道よりも必要な制御量は少なくて済む。

太陽輻射圧による摂動を修正するために必要な制御量は、離心率制御に「sun-pointing perigee strategy」[28] を適用することにより軽減可能である。離心率ベクトルを太陽の方向に常に向くようにして、離心率の値を 3.5×10^{-4} より小さくなるように制御することにより、進行方向の振動は 0.04 度以下に抑圧できる。この方式を利用した場合の必要制御量についても、図 5. 8 に示した。

準天頂衛星ネットワークシステムの場合には、たいていの場合は 0.2 度程度の衛星位置誤差は許容されるので、この制御が必要とならないケースが多いが、同一位置でのハンドオーバーに対する精度条件が厳しい場合などは必要となるケースもある。

地球ポテンシャルの 2 次の Tesseral 項は、軌道長半径に摂動を引き起こし、その大きさは静止経度 140 度の静止衛星の場合で 36.8 km/年である。これを補正するために必要な制御量（増速量）は 1.34 m/s である。昇交点経度が 140 度の傾斜同期軌道においては、軌道長半径の摂動量は 26.8 km/年、補正するための制御量は 0.98 m/s であり、静止軌道の場合よりも少ない。

傾斜同期軌道の場合には、地球ポテンシャルの 2 次の Tesseral 項によって、軌道傾斜角、昇交点赤経、近地点引数にも摂動が生じるが、いずれも 0.01 度/年以下であり、無視できる大きさである。

表 5. 1 円軌道の場合の軌道保持制御に必要な制御量

摂動要因	準天頂衛星		静止衛星	
	標準	最悪	標準	最悪
太陽・月の重力	22.0	39.6	46.0	50.6
太陽輻射圧	0	6.8	3.3	6.8
2 次 tesseral 項	1.0	1.3	1.4	1.7
地球偏平 (J_2)	0	0	0	0
軌道面内 ΔV	1.0	6.8	3.3	6.8
軌道面外 ΔV	22.0	39.6	46.0	50.6
合計 ΔV	23.0	46.4	49.3	57.4

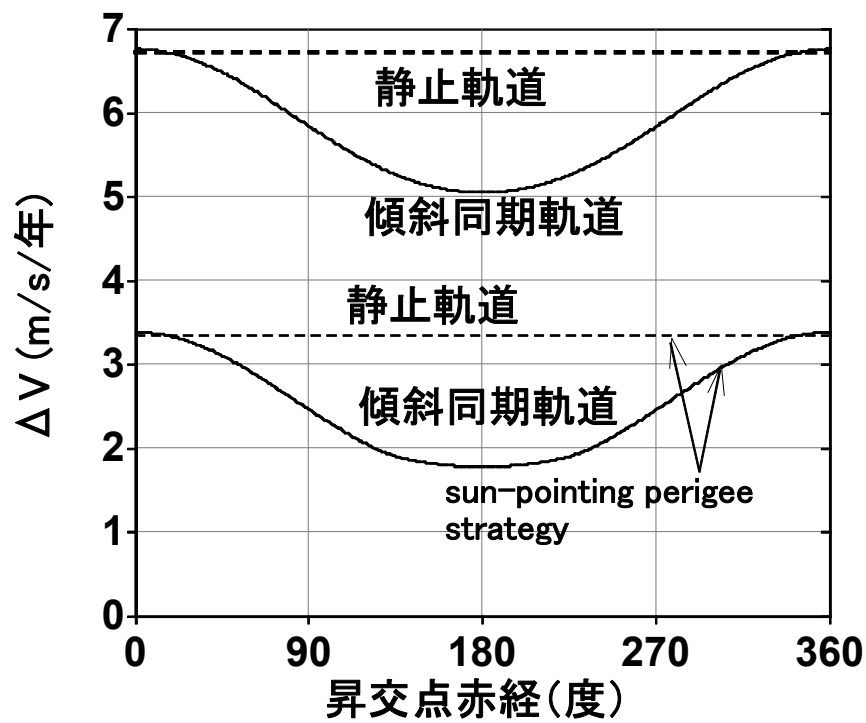


図 5. 8 太陽輻射圧の摂動を補正するために必要な制御量

5. 2. 3 円軌道の軌道保持制御に必要な制御量

軌道傾斜角 45 度の円軌道の準天頂衛星ネットワークシステムの軌道保持制御に必要な制御量を表 5. 1 にまとめる。比較のために静止軌道の軌道保持に必要な制御量も示した。最悪値は最悪の条件になった瞬間の値であり、標準値は最適化した衛星配置における 10 年ミッションの平均値である。軌道面内制御については、太陽輻射圧の摂動を補正する際に軌道長半径の調整も合わせてできるため、後者の制御量を別途加算する必要はない。

円軌道の準天頂衛星ネットワークシステムの場合、必要な軌道保持制御量は静止軌道の約半分であり、最悪値でも静止軌道よりも少なく済むことがわかる。

5. 3 楕円軌道の場合の軌道保持制御量

楕円軌道の場合には、離心率や近地点引数に関する摂動が新たに加わる。また、円軌道と違って地球からの距離や運動速度が変化することから、摂動の効き方が変わってくる。主要な摂動力が各軌道要素にどのように影響するのかを明確にし、制御方法を工夫して軌道保持に必要な制御量を最小化することを目的として、主として数値積分により検討を行った。

本節での検討においては、軌道傾斜角 45 度、近地点引数 270 度、離心率 0.2 の軌道を対象とした。離心率が大きくなるほど必要な軌道制御量が増加すると予想されるため、移動体通信を目的として準天頂衛星ネットワークシステムを構成する場合に、採用する可能性のある大きめの離心率を前提とした。これより小さな離心率、たとえば前節で述べた同一位置でのハンドオーバーを実現する離心率 0.099 の軌道などでは、本節での検討結果と円軌道の場合の中間的な制御量になると予想される。

5. 3. 1 地球扁平の効果

地球の扁平によって生じる近地点引数の永年摂動は 3. 1 2 式で表される。軌道傾斜角が 45 度の場合は近地点引数が増加する方向に変化するので、近地点引数を減少させるような軌道保持制御が必要になる。3. 2 1 式から、近地点引数を減少させるためには図 5. 9 に示す 3 通りの制御方法が考えられる。

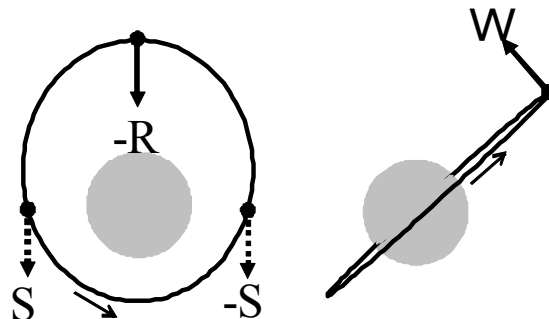


図 5. 9 近地点引数を減らすための制御位置と方向

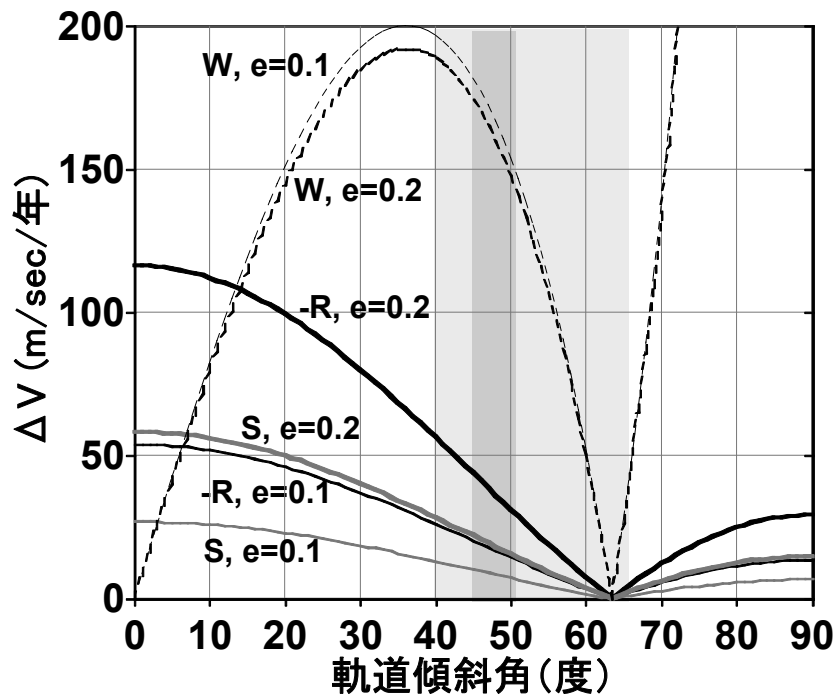


図5. 10 地球偏平による近地点引数変化修正のための制御量

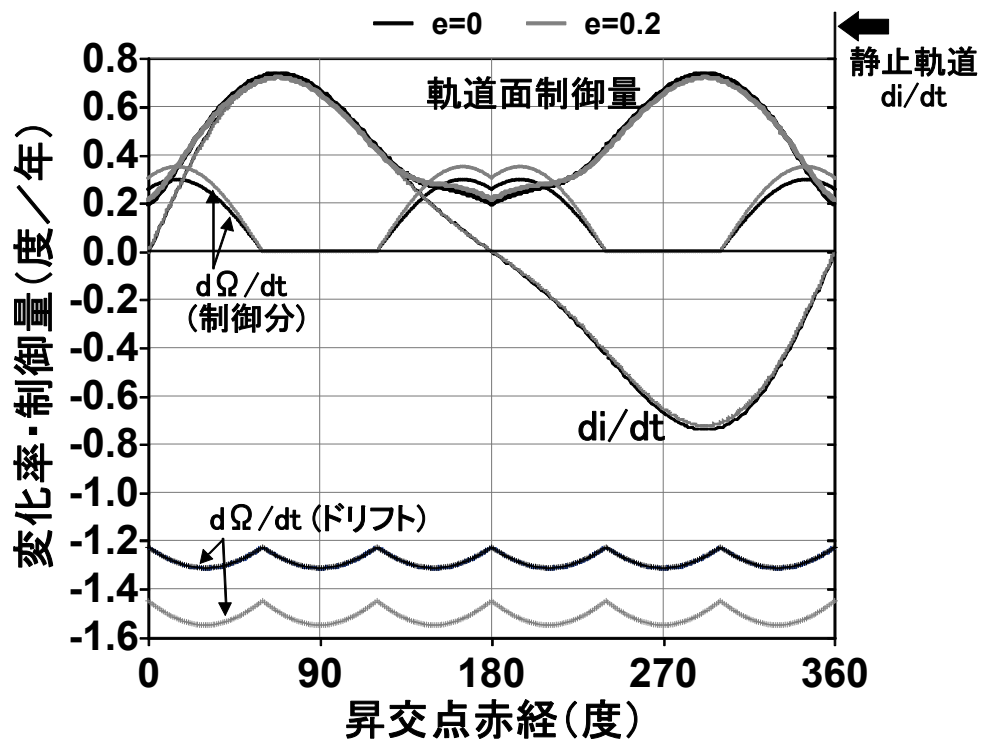


図5. 11 楕円軌道における軌道傾斜角と昇交点赤経の年間制御量・ドリフトレート

1つの方法は遠地点 ($f=180$ 度) での地球中心方向 ($-R$ 方向) への増速で、軌道長半径や離心率を保ったまま近地点引数だけを減少させることができる。真近点離角 90 度付近で接線方向に減速 ($-S$ 方向) し、 270 度付近で接線方向に加速 (S 方向) する制御も可能であるが、軌道長半径や離心率を保つためには最低でも両側で2回に分けた制御が必要で、経度方向の高精度な保持が必要な場合には細かい制御を多数回行う必要がある。しかしながら最も効率よく制御できる。遠地点で軌道面法線方向 (W 方向) に増速することによって調整可能であり、 Ω と同時に制御する場合には有効ではあるが、効率は悪い。

地球の偏平による ω の摂動に対して軌道を保持するために必要な制御量を図 5. 10 に示す。 $-R$ 方向や $\pm S$ 方向の制御の場合、離心率が 0.3 以下であれば、必要制御量はほぼ離心率に比例する。離心率 0.2 、軌道傾斜角 45 度で $\pm S$ 方向の制御を行えば、必要な制御量は約 22m/s/年 で、静止衛星の南北制御量の約半分である。

5. 3. 2 月・太陽の重力の効果

円軌道と同様にして、月と太陽の重力によって生じる軌道傾斜角及び昇交点赤経の摂動について評価し、必要な制御量を導出した結果を図 5. 11 に示す。この結果は月の軌道面法線が最悪位置にある時期を前提にしたものである。この図から、離心率が 0.2 程度の楕円軌道であれば、月及び太陽の重力に起因する軌道傾斜角及び昇交点赤経（ドリフト分除く）の保持制御に必要な制御量は、円軌道と大差ないことがわかる。ただし、昇交点赤経のドリフトレートは離心率とともに大きくなる。地球の偏平による昇交点赤経のドリフト (-3.76 度/年) を加算すると、離心率が 0.2 の場合の昇交点赤経のドリフトレートは、およそ -5.3 度/年となる。

楕円軌道の場合には、月および太陽の重力により、離心率および近地点引数にも永年摂動が生じ、これらを修正するための制御が必要になる。月・太陽による離心率及び近地点引数の摂動を、それぞれ図 5. 12、図 5. 13 に示す。離心率の永年摂動の大きさは、軌道の昇交点赤経が 110 度と 250 度前後のときに最大になり、1 年あたりでもととの離心率の約 6% にも達する。離心率が比較的小さい場合、この割合は離心率によらず一定であり、必要制御量は離心率にほぼ比例することになる。近地点引数の永年摂動は離心率依存性が小さいため、3. 21 式より必要制御量は離心率にほぼ比例する。近地点引数の摂動については、地球の偏平による効果と合わせたものを修正制御する必要がある。

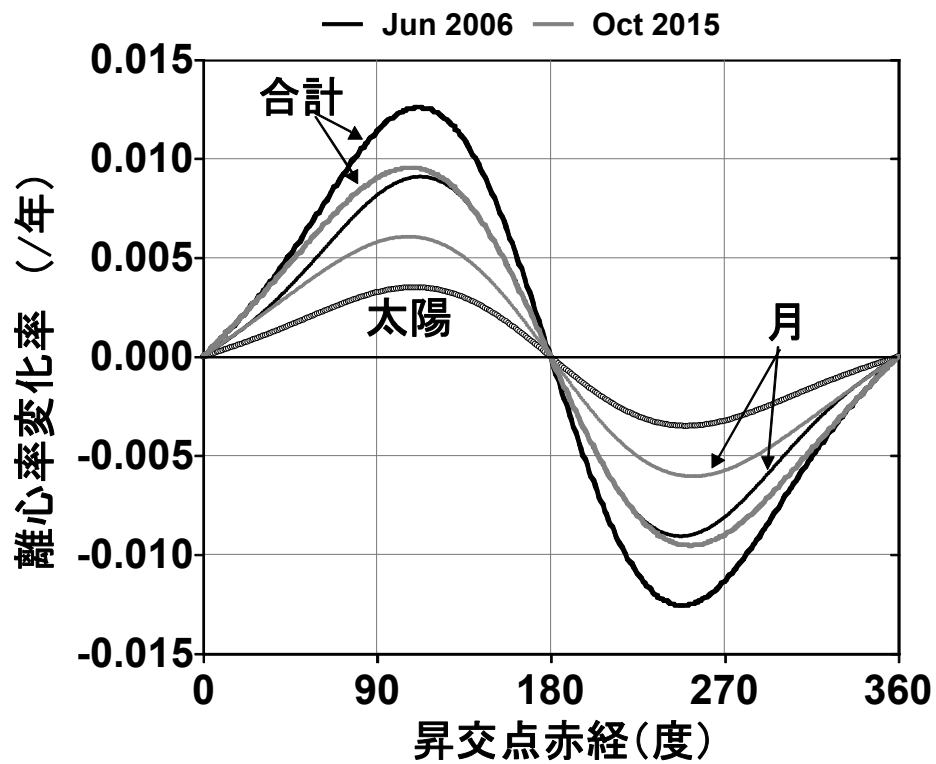


図5. 1 2 月および太陽の重力による離心率の摂動

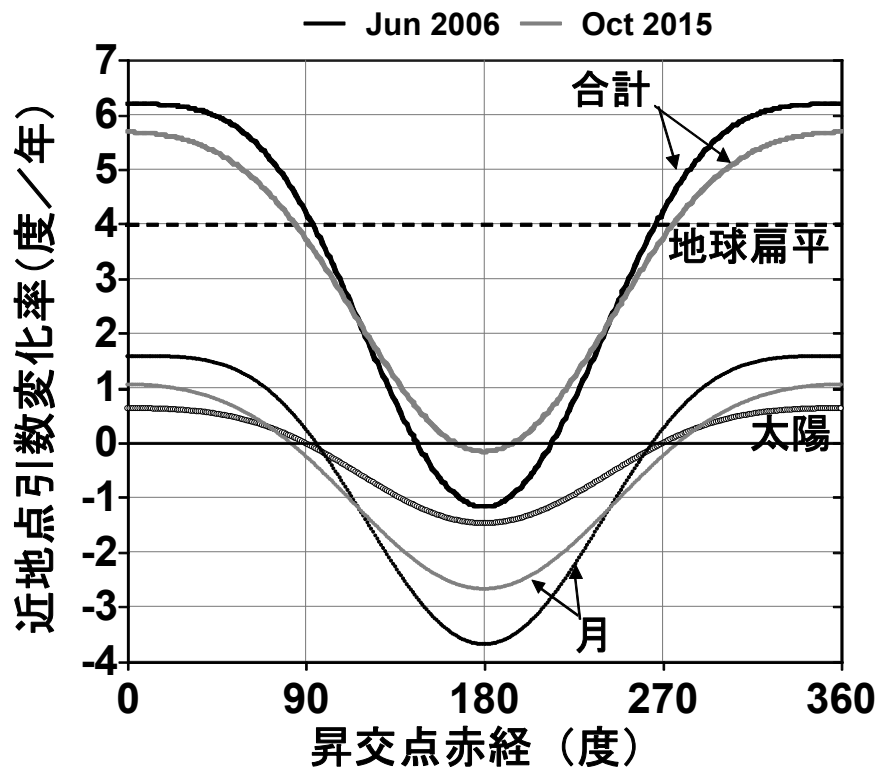


図5. 1 3 月および太陽の重力による近地点引数の摂動

5. 3. 3 楕円軌道の軌道保持制御に必要な制御量

楕円軌道の場合には、月・太陽による軌道面法線方向の摂動を修正する軌道面外制御と、離心率ベクトルを修正する軌道面内制御の両方を実施する必要がある。前者は離心率によらずほぼ一定であるのに対し、後者は離心率にほぼ比例し、離心率 0.2 の場合で両者の寄与度がほぼ同等になる。

離心率 0.2 の楕円軌道の軌道保持制御に必要な制御量を評価した結果を図 5. 1 4 に示す。この図からわかるように、両者の寄与度は軌道の昇交点赤経に強く依存する。必要制御量は、昇交点赤経が 60 度と 300 度のところで最大となり、最大制御量は 71.2m/s/年となる。これは静止衛星の軌道を保持するために必要な制御量の約 1.5 倍に相当する。しかしながら、最初の軌道に投入するときの昇交点赤経の初期値を最適に選ぶことにより、10 年想定 of 寿命期間全体の平均を取ると、静止衛星とほぼ同程度の制御量に抑えられる。

3 機の衛星における 10 年間の平均制御量を比較すると、昇交点赤経 0 度付近に配置された衛星の制御量が他の衛星よりも多くなっていることがわかる。この衛星の面外制御量を減らすことにより、制御量の負担を減らすことができる。昇交点赤経のドリフトレートを決める際に、この衛星のドリフトレートに合わせて昇交点赤経の制御を不要にし、他の衛星の方で昇交点赤経の制御を負担してもらえば、不均衡を軽減することができる。

このような最適化を行った後の制御量の評価結果を図 5. 1 5 に示す。この結果として、全ての衛星について 10 年間の平均の軌道保持制御量は 42.4m/s/年以下となり、静止衛星の軌道保持制御に必要な制御量 49.3m/s/年を下回る結果となった。

したがって、離心率がおおよそ 0.2 以下の傾斜同期軌道を用いる準天頂衛星ネットワークシステムについては、軌道制御の観点では実現可能であることが確認された。

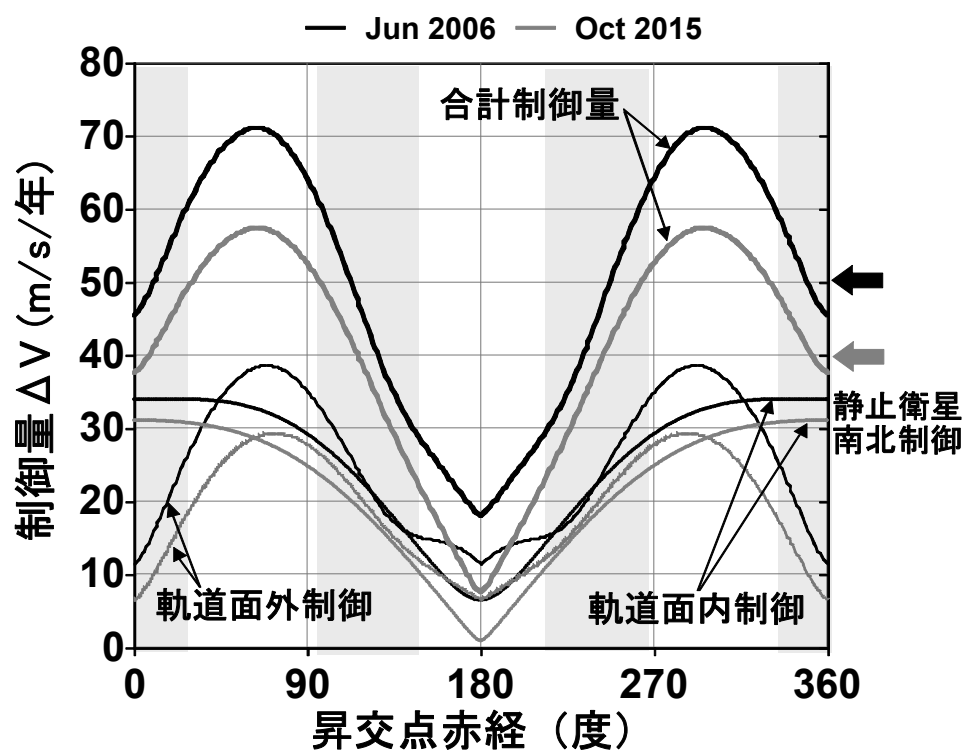


図 5. 1 4 離心率 0.2 の楕円軌道を保持制御するために必要な制御量

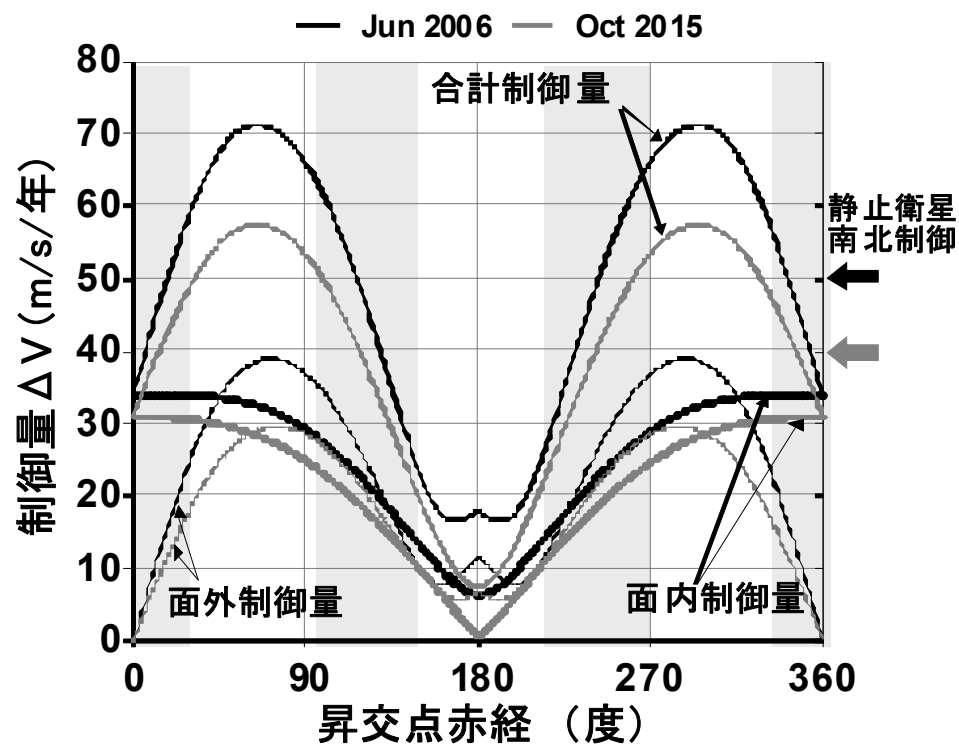


図 5. 1 5 離心率 0.2 の楕円軌道を保持制御するために必要な制御量 (最適化後)

表 5. 2 準天頂衛星ネットワークシステムの候補軌道

候補軌道	衛星数	軌道傾斜角(度)	離心率	最適
(a)	3	45.0	0	(運用)
(b)	3	45.0	0.1	通信
(c)	3	42.5	0.21	放送
(d)	4	55.4	0.285	測位

5. 3. 4 実用システム開発開始時における候補軌道の軌道保持制御量の検討

準天頂衛星ネットワークシステムの実用化開発の初期の段階では、システムのミッションが通信、放送、測位の相乗りだったこともあり、それぞれのミッションに適した軌道パラメータが提案された。

候補となった軌道のパラメータを表 5. 2 に示す。運用上は円軌道が最適であるが、仰角特性上好ましくないため、比較検討上の参考とする。通信ミッションに関しては、前章で提案した、地上から見て同一位置でのハンドオーバーを実現する軌道 (b) が最適である。放送ミッションの観点では、日本国内からの最低仰角が最も高くなる (c) の軌道が最適である。測位ミッションからは、衛星が北天に滞留する時間が長く地上から見た衛星の分布が広く、故障にも強い (d) の軌道が推奨されていた。全ての軌道において、近地点引数 ω は 270 度である。

仰角や衛星位置の特徴により異なった軌道が提案されているものの、必要な軌道保持制御量は、軌道選定およびシステム設計上の一つの制約条件となる。静止軌道の場合を大幅に上回る制御量が必要となれば、目的の設計寿命が確保できないことになる。

5. 3. 4. 1 運用上の制約を考慮した軌道保持制御方法

前節で評価したように、軌道上の任意の位置で制御が実施可能であれば制御量は少なく済む。しかしながら、実用衛星においてはさまざまな制約がある。北半球では通信・測位等のサービス中のために制御するのは望ましくない。また、任意の位置での制御実施は

運用上の負担が大きい。そこで本検討では、図5. 16に示すように、軌道の降交点 ($f=270$ 度)、近地点 ($f=0$ 度)、昇交点 ($f=90$ 度) の3点においてのみ制御を行うこととした。増速方向については、図5. 16の矢印と逆になる場合もある。

各軌道要素の保持制御は、基本的に3. 17式～3. 21式において、 $f=0, 90, 270$ 度のうちで最適の位置において最適方向の増速で実施する。その際に2つ以上の軌道要素が同時に補正できるのであれば、その条件を有効に活用し、他の軌道要素に悪影響を与える場合は、2番目に適した位置での制御実施や2回以上の分割制御を行う。

軌道傾斜角については、昇交点または降交点で軌道面に垂直方向に増速することにより、他の軌道要素と独立に制御が可能である。昇交点赤経については、近地点で軌道面垂直方向に増速して制御するが、その際に近地点引数にも変化を与える。その変化が近地点引数の保持に有効であれば、近地点引数の制御量が減少するが、逆の場合は近地点引数の制御量の増加につながる。

離心率については、近地点での軌道面内増速で調整する。その結果として軌道長半径が変化するため、次に述べる近地点引数の制御において相殺する。相殺しきれない場合は、昇交点と降交点の両方において軌道長半径を戻すための制御を行う。

近地点引数については、昇交点及び降交点において、軌道面内で地心方向と垂直方向に増速することによって制御する。制御量は2点での増速量の和の関数として与えられるが、

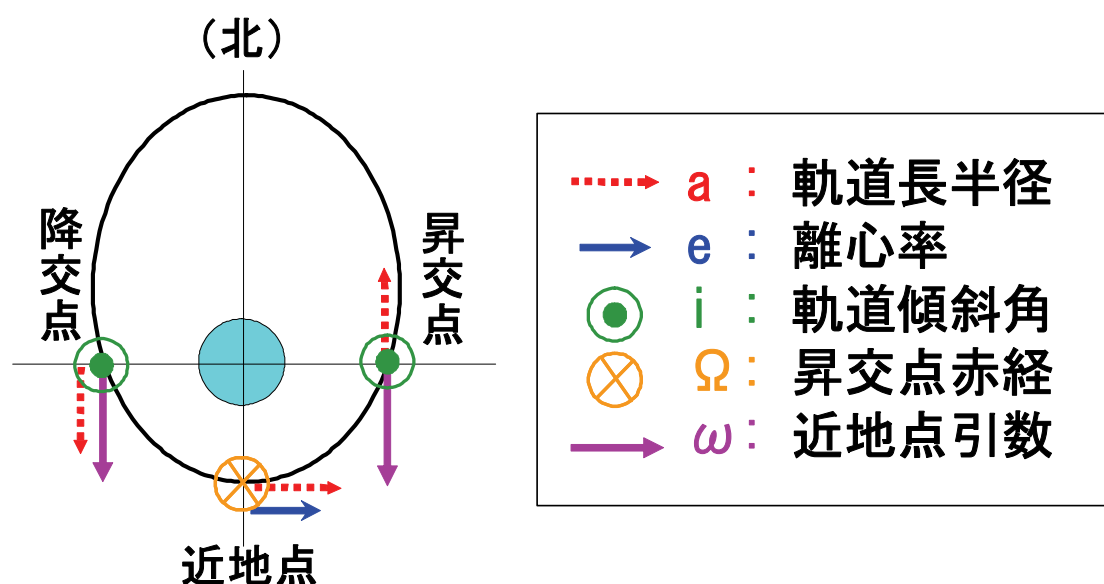


図5. 16 各軌道要素を補正する制御位置と増速方向

昇交点赤経制御に伴う変化分も考慮して増速量を決定する必要がある。

これら3点での面内における増速効果の加算により、軌道長半径が変化する。近地点での増速量は離心率制御量から一意に決まるので、近地点引数制御のための昇交点と降交点での制御において増速量の配分を変えることにより、軌道長半径を調整することになる。降交点での南向きの制御量を増やして、昇交点での南向きの制御量を減らすように分配すれば、軌道長半径は大きくなる。

以上の制御を半周回の間に行うことにより、平均近点離角を除く5要素について、目標値に合わせることができる。しかしながら、平均近点離角については、目標値にかかわらず制御されてしまい、目標と反対方向に動いてしまう場合もある。平均近点離角を調整するためには、降交点での増速を2回に分け、翌日の降交点での制御も必要となる。合計4回の面内制御で4つのパラメータを合わせることになる。降交点で南向きに増速する場合、1日目の制御を少なめにしておけば、1周回の間は軌道長半径が目標よりも小さくなって、平均近点離角を早送りすることができる。2日目に残りの制御を行えば、その段階で軌道長半径と平均近点離角を目標値に合わせることができる。平均近点離角を遅らせたい場合には、1日目に余分に増速しておき、翌日に減速することになる。この場合には、余分に制御量が必要になる。制御量の増加を回避したければ、昇交点での制御を2回に分けることになるが、こちらは制御後アクティブアークまでの時間的マージンが少ないために、軌道制御に伴う軌道決定精度の劣化が回復しきれないこともあり、2日連続でアクティブアーク内での測位精度劣化が生じる可能性がある。

5. 3. 4. 2 候補軌道における軌道保持制御量の比較

本検討においては、簡単のために、太陽輻射圧や月・太陽による1年周期以内の長周期摂動は無視し、永年成分のみ考慮した。また、月の昇交点黄経を0度に固定し、月軌道に関して多くの場合に最悪となる条件下で評価した。3衛星に共通の昇交点赤経における変動も、軌道周期で調整することとして、無視した。なお、ミッション期間（設計寿命）は12年とする。

各候補軌道における軌道保持制御量の評価結果を表5. 3に示す。

円軌道である(a)では、最悪値でも静止軌道（月軌道最悪の条件下で約50m/s/年）を下回る。ただし軌道上で制御を行う位置に制限を設けたことから、5. 2節で検討した標準

表 5. 3 各候補軌道における軌道保持制御量

単位 (m/s/年)

候補軌道	(a)	(b)	(c)	(d)
最悪値	4 1	6 7	1 0 6	1 1 2
12 年平均	2 7	4 9	8 3	1 0 5

値よりも悪くなっている。この軌道において、各軌道要素の保持に要する制御量を評価した結果を図 5. 17 に示す。

候補軌道 (b) の場合は、昇交点赤経の初期値を最適に選べば、12 年ミッション中の平均値として静止軌道とほぼ同等になる。候補軌道 (b) において、各軌道要素の保持に要する制御量を評価した結果を図 5. 18 に示す。軌道長半径の保持制御に関しては、離心率や近地点引数の制御の際に同時に実現できるため、陽には表れてこない。

候補軌道 (c) や (d) では、最適化した平均値でも、静止軌道をかなり上回る。候補軌道 (d) において、各軌道要素の保持に要する制御量を評価した結果を図 5. 19 に示す。

各軌道について昇交点赤経に対する必要軌道保持制御量を図 5. 20 に示す。全衛星共通で昇交点赤経を約 -5 度/年だけドリフトさせるため、12 年間に灰色の領域の右端から左端まで約 60 度動く。灰色の領域 (4 機構成の場合は両端と薄い領域) は、ピークを避けるように最適に配置したものである。

12 年の寿命を想定した場合、軌道 (a) または (b) が妥当であり、離心率の大きい軌道 (c) や (d) を選ぶと、システム設計やミッション重量等への影響が大きいということがわかった。

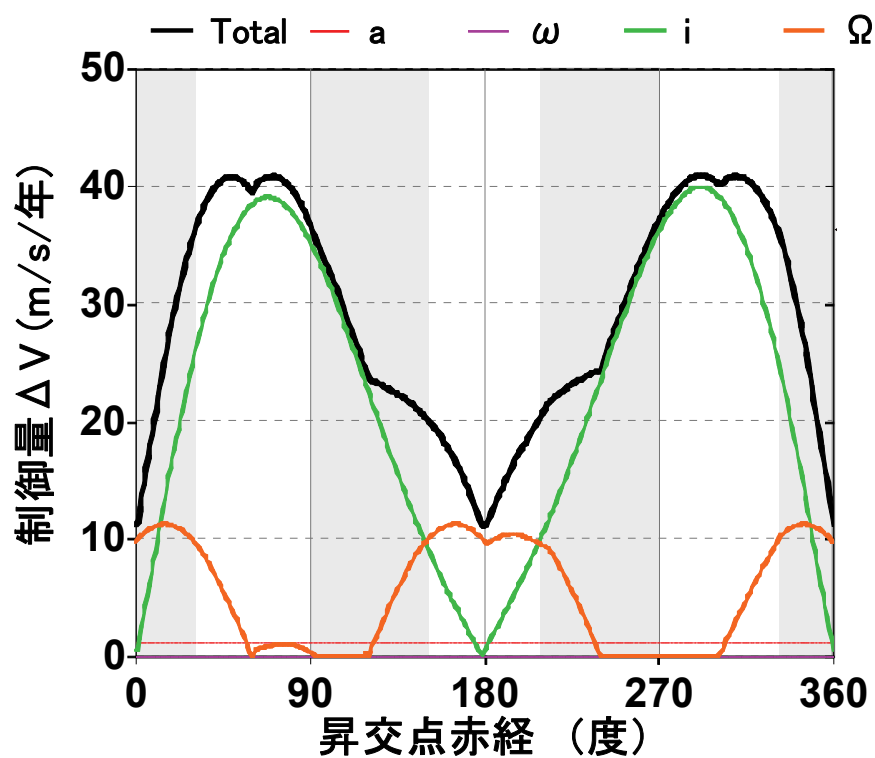


図 5. 1 7 候補軌道 (a) において各軌道要素の保持に要する制御量

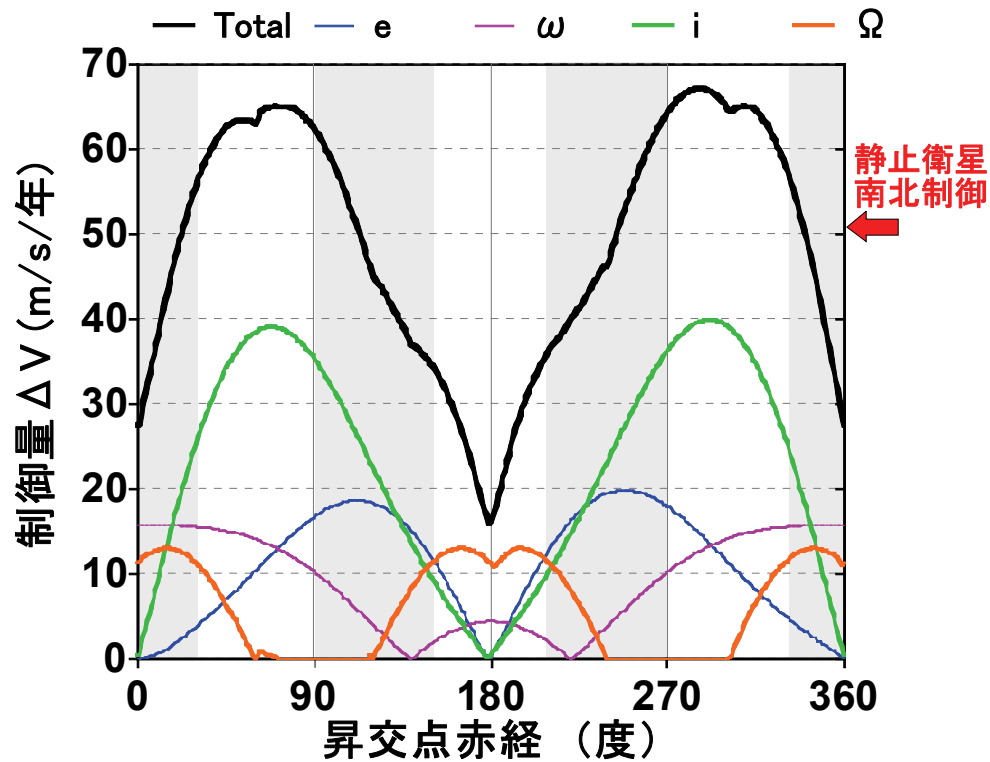


図 5. 1 8 候補軌道 (b) において各軌道要素の保持に要する制御量

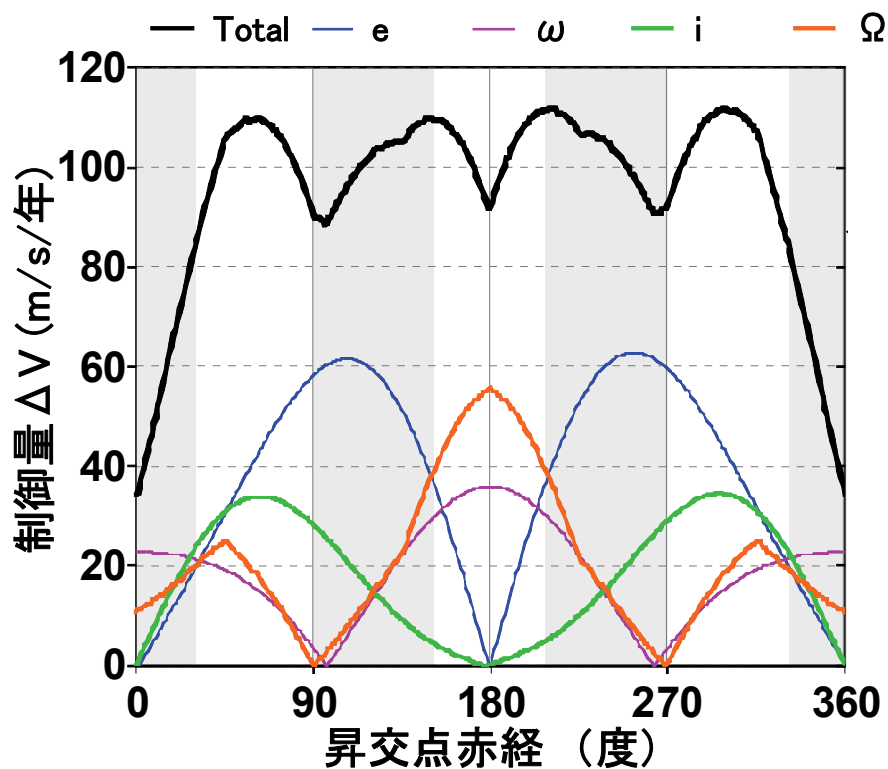


図5. 19 候補軌道 (d) において各軌道要素の保持に要する制御量

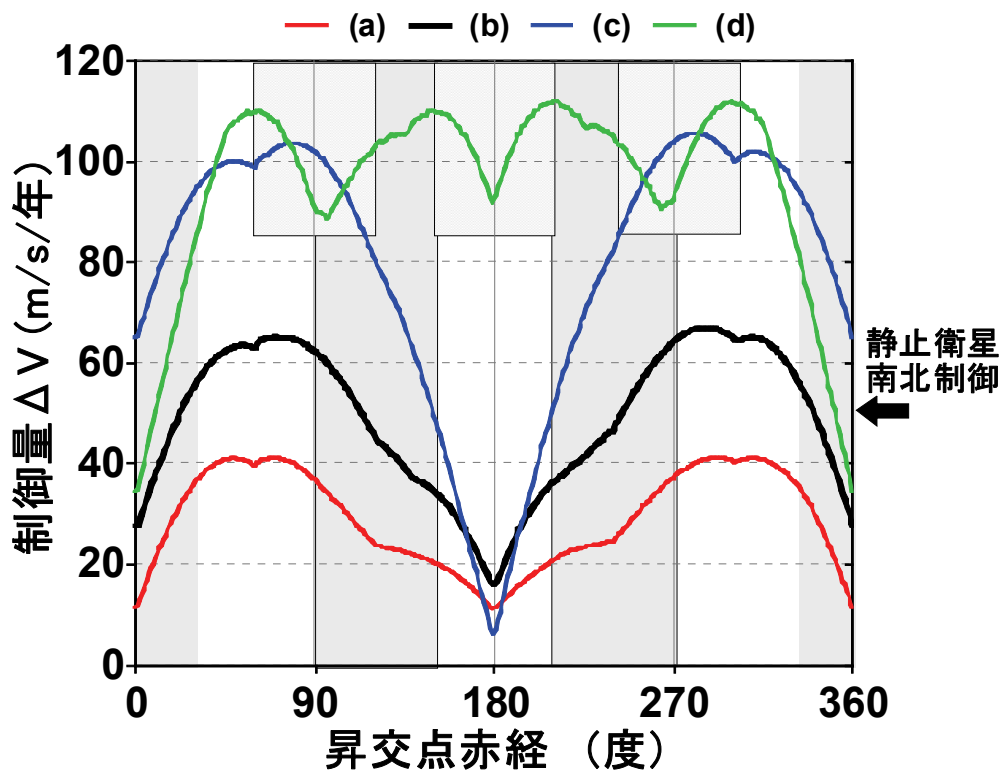


図5. 20 各候補軌道における必要軌道保持制御量

5. 4 軌道保持制御間隔の検討

4. 3 節で提案した適切な軌道傾斜角と離心率の軌道を採用することにより、ハンドオーバー時に同一方向に 2 機の衛星が位置するようにすることができ、大口径のアンテナを用いた場合にも同一アンテナビーム内でのハンドオーバーが可能となる。

この特徴を利用してハンドオーバーを行うためには、ハンドオーバー時の離角を最悪でも 0.5 度以内に保つ必要がある。衛星の軌道はさまざまな摂動を受けて変化するため、それを打ち消すように軌道保持制御を行わなければならない。離角 0.5 度以内となる軌道保持を行うためには、一般的には各軌道要素について 0.1 度もしくは 0.1 度の離角相当の値以内に保持する必要があるが、軌道の昇交点赤経や季節などにより、最頻時には数日に 1 回の制御を行わなければならない。

一方で測位ミッションの観点では、可能な限り軌道制御の頻度を減らす必要がある。軌道制御を行うと軌道推定誤差が大幅に増大し、測位に十分な精度に収束するまでに数時間以上かかることになる。その期間中は当該衛星の測位運用を停止しなければならず、数日毎に数時間の運用停止をしていたのでは実用にならない。

そこで、摂動による衛星の軌道変動と、その軌道変動がハンドオーバー時の離角に与える影響を評価した。その結果に基づいて、軌道制御頻度を大幅に減らす方法を考案し、軌道制御間隔の評価を行った。

軌道傾斜角 45 度の場合について、ハンドオーバーが同一位置で可能となる条件を満たす軌道パラメータ、および軌道交差点の位置・速度を表 5. 4 に示す。以下の検討では、表 5. 4 の条件を正確に満たす理想的な軌道をノミナル軌道、この軌道交差点の位置をノミナル位置とよぶ。ノミナル軌道に 3 機の衛星を配置した場合には、任意の 2 機について、ハンドオーバー時にちょうど軌道の交差点に到達することになる。実際の運用においては、本論文の第 6 章で述べるように、衛星の衝突を回避するために、ハンドオーバー時の離角があまり大きくならない範囲で、この理想軌道パラメータに対して一定の変位を与えることになる。

表 5. 4 同一位置でのハンドオーバを可能にする軌道パラメータ
および軌道交差点の位置・速度

軌道長半径	42,164 km
軌道周期	23 時間 56 分
近地点引数	270 度
衛星数	3
軌道傾斜角	45 度
離心率	0.09923
直下点平均経度	東経 137 度
ハンドオーバ時平均近点離角	120, 240 度
軌道交差点緯度	北緯 26.587 度
軌道交差点経度	東経 137 度
軌道交差点高度	38170.7 km
北上衛星経度方向対地速度	-0.616km/s
北上衛星緯度方向速度	1.774km/s
北上衛星高度方向速度	0.238km/s
南下衛星経度方向対地速度	-0.616km/s
南下衛星緯度方向速度	-1.774km/s
南下衛星高度方向速度	-0.238km/s

本検討において軌道の摂動を評価するにあたり、以下のような条件を仮定した。

- ・ 1 日（衛星 1 周回）の間の太陽の位置（黄経）は不変
- ・ 特定の軌道要素が変化した結果により、副次的に生じる摂動やドリフトを無視
（常にノミナル軌道にあるものとして、そこで発生する摂動の累積値として摂動量を評価）
- ・ 月の昇交点黄経は 0 度に固定（最悪に近い条件）
- ・ 地球偏平による昇交点赤経の永年摂動を共通ドリフトとみなして無視
- ・ 衛星の断面積・質量比（A/M）：0.05 m²/kg
- ・ 太陽輻射圧評価の際の反射係数：1.3

各軌道要素の摂動を補償するために必要な軌道制御量の評価結果は図 5. 18 に示されている。図 5. 18 の灰色領域は、12 年間の昇交点赤経の変動範囲を示し、灰色領域の各右端の昇交点赤経に初期投入すれば、その後左の方にドリフトして、左端で寿命をむかえることになる。

本検討では、昇交点赤経 20 度、140 度、260 度に対して評価を行った結果を示す。これは、軌道投入後約 2 年経過した時点の状況に相当する。昇交点赤経 20 度の軌道では、近地点引数（ ω ）と昇交点赤経（ Ω ）の寄与が大きいという特徴がある。昇交点赤経 140 度の軌道では、離心率（ e ）の寄与が相対的に大きく近地点引数の制御が不要、昇交点赤経 260 度の軌道では軌道傾斜角（ i ）の保持制御の寄与が大きい。

5. 4. 1 摂動による軌道要素の変動

以上の条件に基づき、春分から翌年の春分までの 1 年について、各軌道要素の変化を評価した結果を図 5. 21～図 5. 26 に示す。1 年間について評価することで、太陽輻射圧と月・太陽の重力による長周期摂動の影響を全て把握することができる。なお、平均近点離角の変動については、軌道長半径の変動によって生じる効果は含めていない。

- ・ 図 5. 21：軌道長半径の変動
- ・ 図 5. 22：離心率の変動
- ・ 図 5. 23：軌道傾斜角の変動
- ・ 図 5. 24：昇交点赤経の変動
- ・ 図 5. 25：近地点引数の変動
- ・ 図 5. 26：平均近点離角の変動

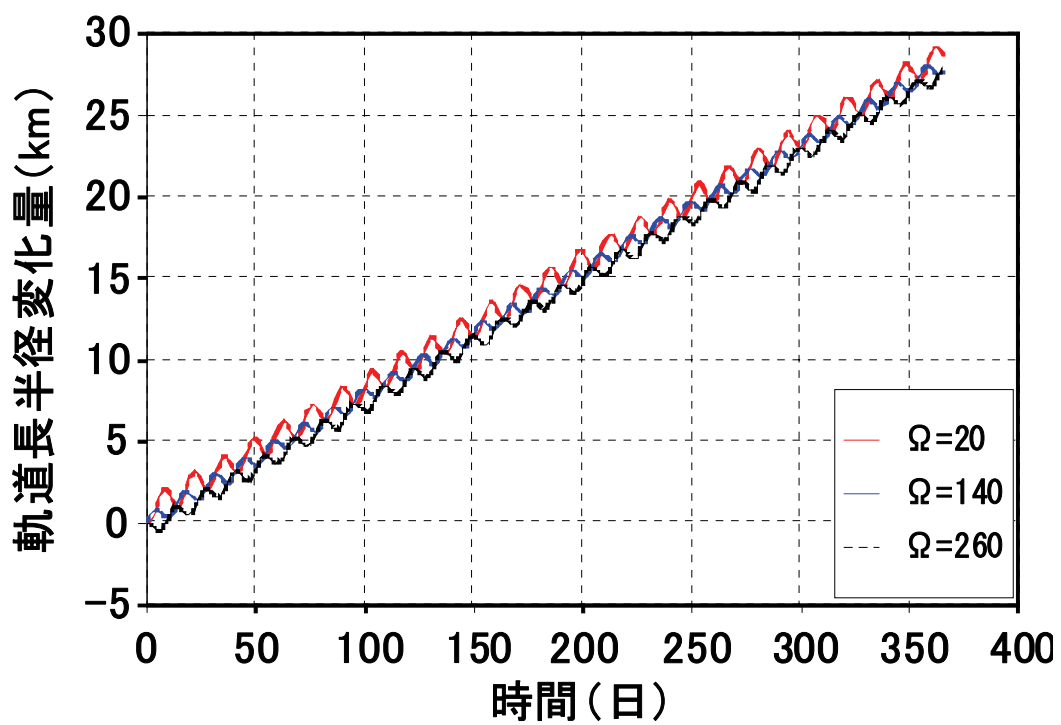


図 5. 2 1 春分から春分までの 1 年間における軌道長半径の変動

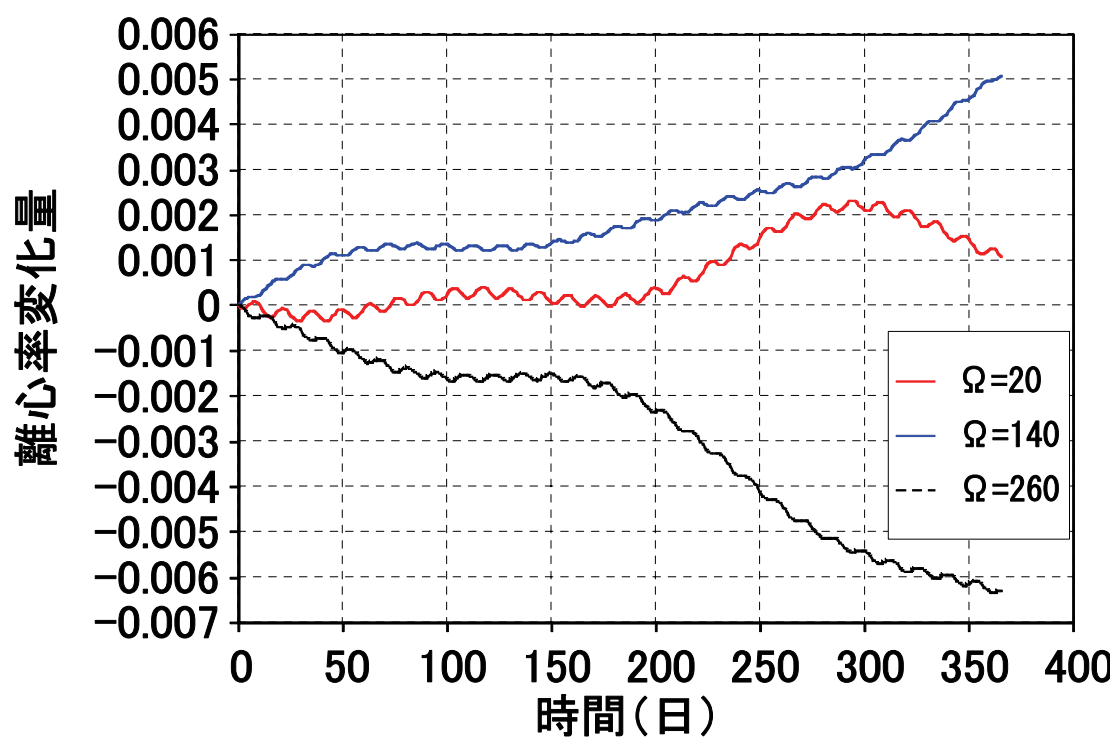


図 5. 2 2 春分から春分までの 1 年間における離心率の変動

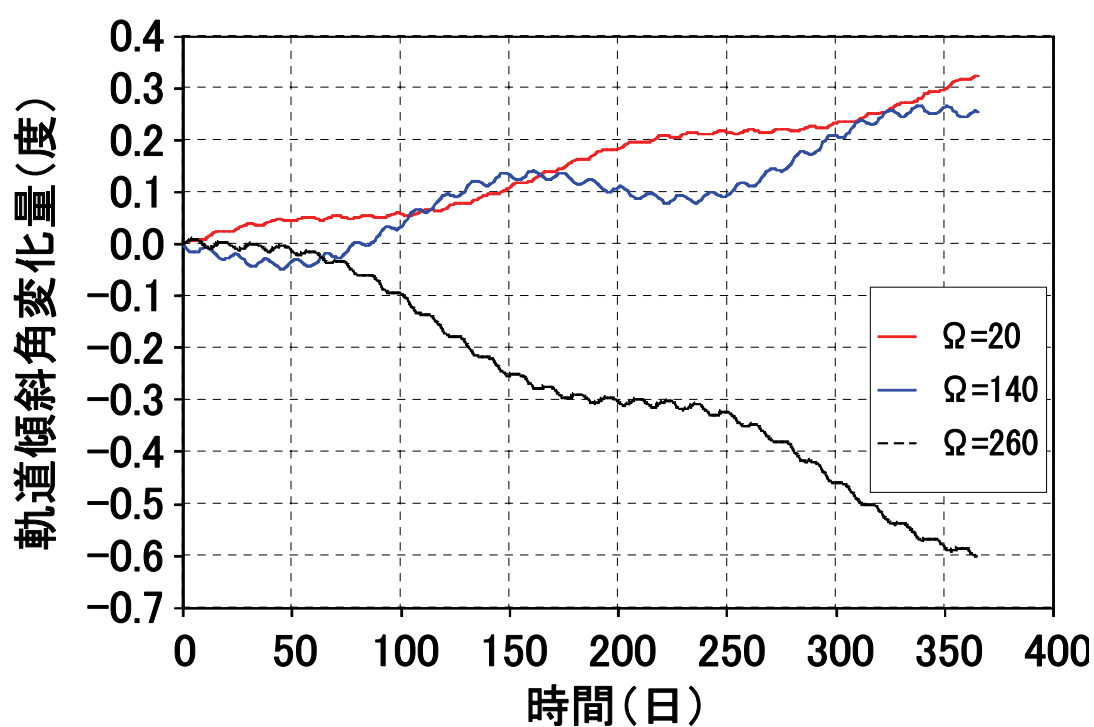


図5. 2 3 春分から春分までの1年間における軌道傾斜角の変動

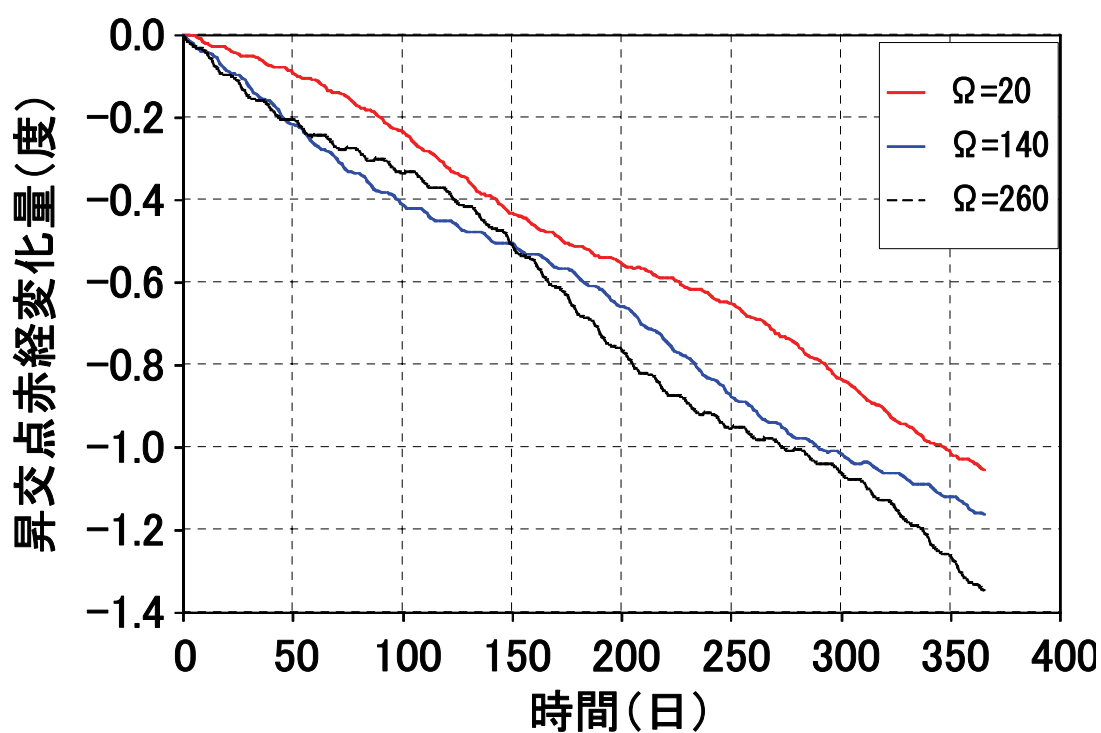


図5. 2 4 春分から春分までの1年間における昇交点赤経の変動

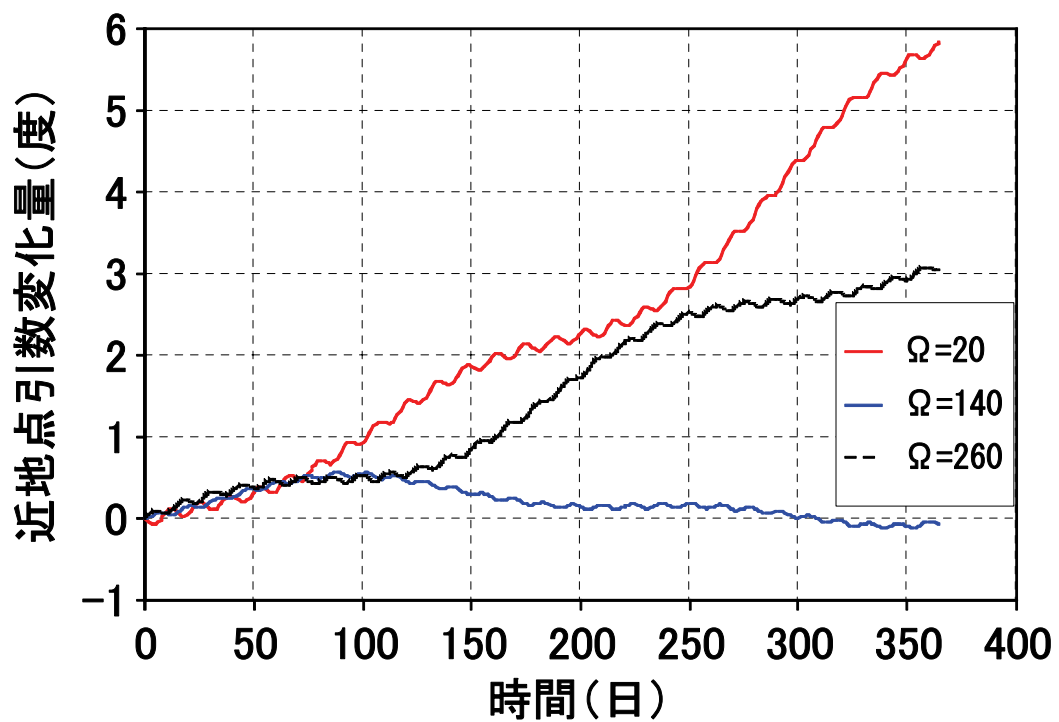


図5. 2 5 春分から春分までの1年間における近地点引数の変動

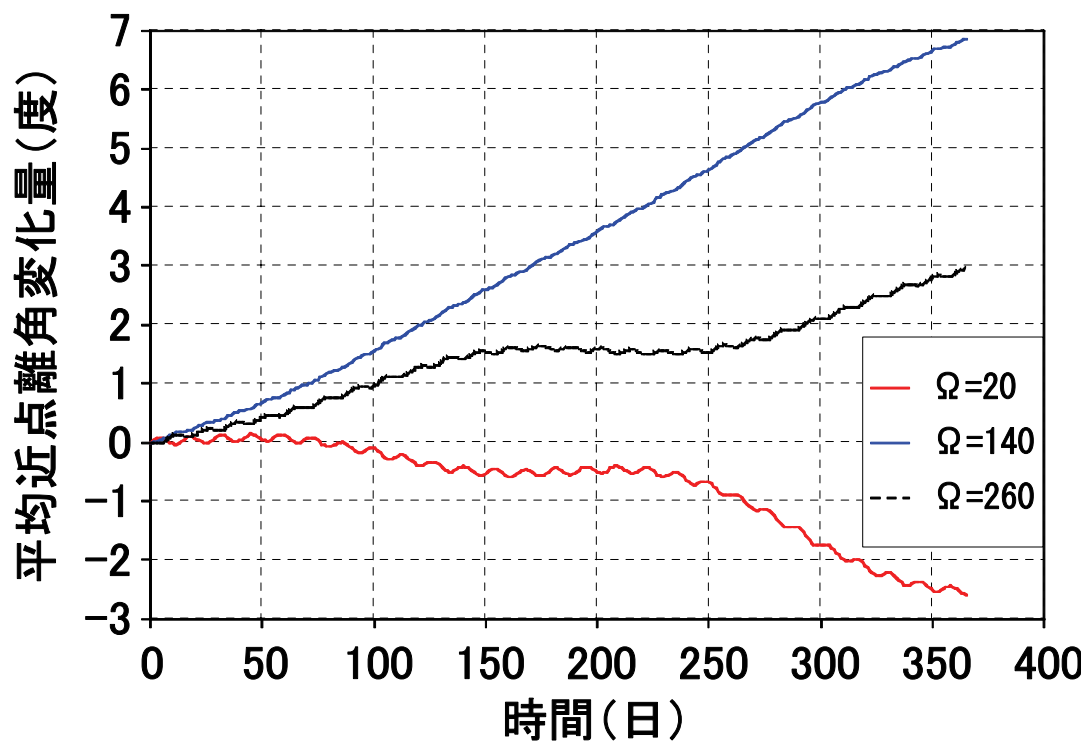


図5. 2 6 春分から春分までの1年間における平均近点離角の変動

5. 4. 2 軌道制御間隔の評価

軌道保持制御計画を立案する上で最も簡単な方法は、軌道要素ごとに保持範囲を設定し、各衛星についていずれかの軌道要素が保持範囲を逸脱する直前に制御する方法である。制御する際には、逸脱寸前の軌道要素だけではなく全ての軌道要素を復元することにより、軌道制御の頻度を最小化できる。

ハンドオーバー時の2衛星の離角を0.5度以内に保とうとすると、各衛星についてはノミナル位置からおおよそ0.3度以内にハンドオーバー時の衛星位置を保つ必要があり、各軌道要素について0.1度以内（離心率については0.001以内）を保持範囲とするのが望ましい。軌道長半径の保持範囲の設定は単純にはできないので、別途評価する。

離心率については、最悪条件の衛星の最悪時期においても、軌道制御で復元後約30日間は0.001の保持範囲を逸脱しないことが、図5. 22から読み取れる。軌道傾斜角についても、軌道制御が必要となる間隔は最短でも30日である。

昇交点赤経の変動に関して、図5. 24においては月・太陽の重力による摂動を全て反映しているが、実際には3衛星に共通の成分は制御不要であり、3衛星に共通の軌道周期

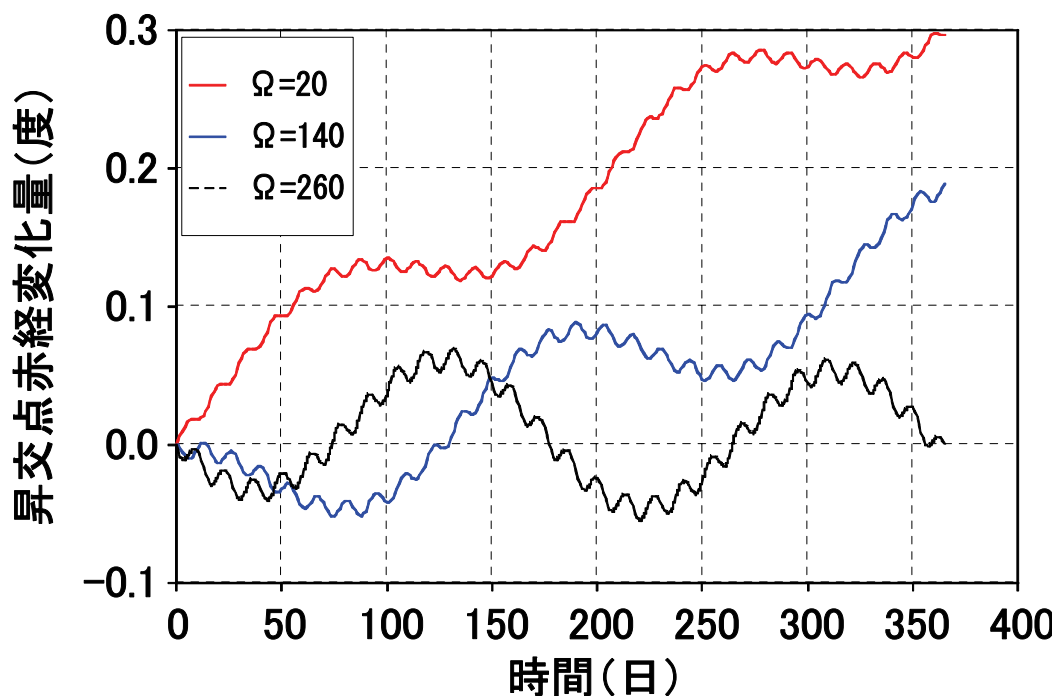


図5. 27 共通ドリフト補正後の昇交点赤経変動

調整で昇交点の直下点経度を保てばよい。この場合、昇交点赤経自体は一定レートでドリフトすることになる。推薬消費量の点で $\Omega=260$ 度の衛星が最も厳しいため、この衛星のドリフトレートに他の衛星を合わせる。その結果として残る昇交点赤経の変動を図5. 27に示す。最短ケースでも60日間は制御不要である。

平均近点離角の変化は相当大きい、直線成分については周期調整で補正可能である。 $\Omega=20$ 度の場合に周期14日の長周期変動が ± 0.1 度近くになるものの、おおむね20日程度は保持範囲内に保てる。

近地点引数については、最悪ケースでは2～3日で逸脱することになる。制御で下限までもっていき、 0.2 度の変動範囲をとったとしても、4日しかもたない。 $\Omega=20$ 度の場合には、最悪時期以外でも十数日で逸脱する。結局、近地点引数の保持制御間隔が最短であり、これがシステム全体としての制御間隔に対して支配的となることがわかる。

軌道長半径の変動は、 $28\text{km}/\text{年}$ の永年摂動と周期14日の長周期摂動の重ね合わせである。長周期摂動の振幅は、最大となる $\Omega=20$ 度の場合で 0.8km 程度であり、結果として生じる平均近点離角の変動の振幅は約 0.04 度である。

永年摂動による平均近点離角の変位 ΔM (度) は、

$$\Delta M = -0.0128 \Delta a_0 t - 0.00049 t^2 + \Delta M_0 \quad (5. 3)$$

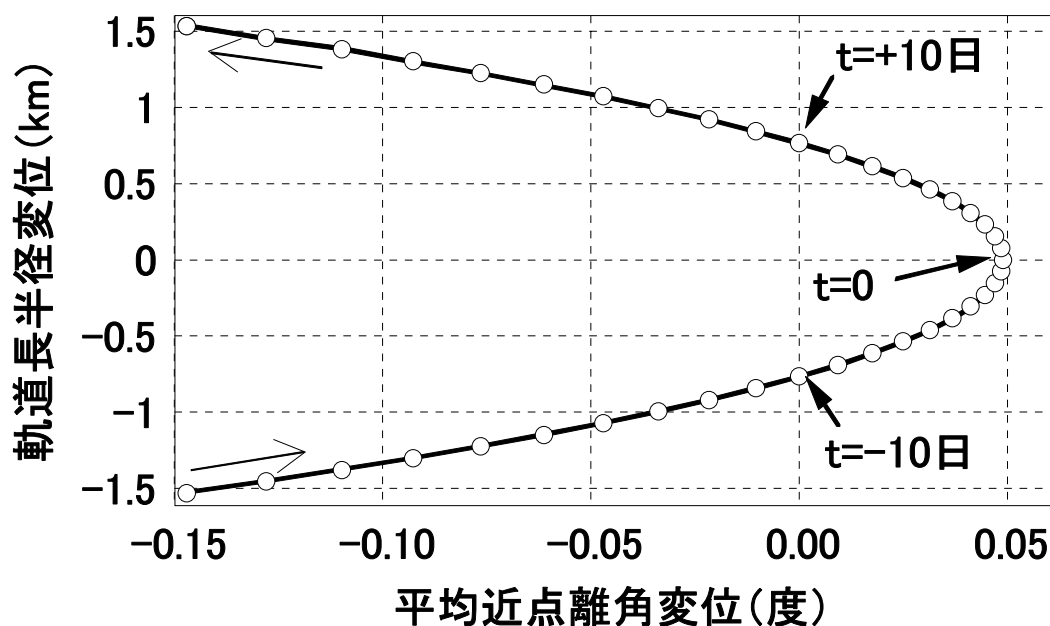


図5. 28 軌道長半径と平均近点離角変位の動き

で近似的に与えられる。ここで、 Δa_0 (km)、 ΔM_0 はそれぞれ、軌道制御直後におけるノミナル軌道に対する a 、 M の変位で、 t は軌道制御後の経過日数である。 a の変位 Δa と ΔM の動きを図5. 28に示す。図中の点は1日毎の位置を表す。 $\Delta a_0 = -0.766$ km を目標に制御すると、 ΔM は10日かけて0.05度増加し、その後10日かけて元に戻る。結果として、0.05度の範囲内に20日間保持できる。保持範囲を ± 0.1 度(変動範囲0.2度)とすれば、40日間保持できる。

5. 4. 3 接近距離指標パラメータによる軌道保持制御計画と制御間隔の拡大

2機の衛星が交差する際、ノミナル軌道にある場合に交差すべき時刻(ノミナル交差時刻)における各衛星の経度方向変位は、第6章で示すように、2機の衛星の水平接近距離の指標パラメータとなる。ハンドオーバー対象となる北上衛星の指標パラメータ(x_{in})と南下衛星の指標パラメータ(x_{out})の差が最接近距離である。表5. 4からわかるように、交差前後における2機の経度方向の速度は等しく、その前後数分間の動きは等速直線運動で近似できる。また、ノミナル軌道に対して1度以下相当の微小な軌道要素変位を与えた場合の軌跡のずれや衛星位置の変位も、各要素単位変位あたりの衛星位置変位の線形結合で近似できる。したがって、図5. 29(a)に示すように、たとえ直下点軌跡や軌跡上の位相が異なっても、ノミナル交差時刻における2機の衛星(赤点および青点)の経度変位が等しければ、水平接近距離が0となる瞬間があり、地上から見た離角も0となる。高度が100km程度異なっていたとしても、地上から見た離角は無視できるほど小さい。したがっ

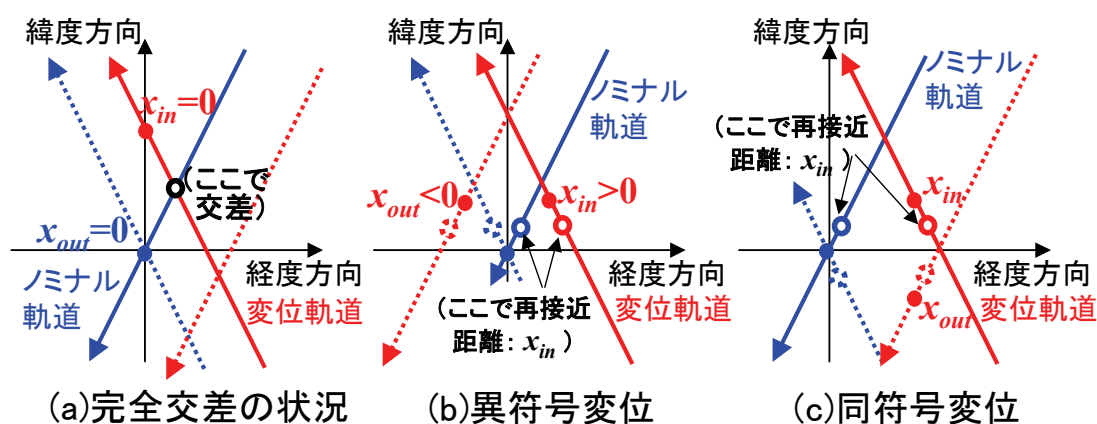


図5. 29 接近指標パラメータの変位と交差状況

表 5. 5 軌道要素変位に対する接近指標パラメータの変位

変位を与える軌道要素	変位量	北上時接近指標	南下時接近指標
軌道長半径	1 km	0.0	0.0
離心率	+0.001	+53.3	-53.3
軌道傾斜角	+0.1 度	-30.1	+30.1
昇交点赤経	+0.1 度	+69.5	+69.5
平均近点離角	+0.1 度	+54.8	+54.8
近地点引数	+0.1 度	+61.5	+61.5

(接近指標の単位：km)

て、ノミナル交差時刻における経度変位を、各衛星の接近指標パラメータとすることができる。交差する 2 機の衛星の接近指標パラメータの差が、実際の交差時の水平方向の最接近距離となる。

軌道要素に一定量の変位を与えたときの接近指標パラメータの変位を表 5. 5 に示す。軌道長半径の変位は無視できる。離心率と軌道傾斜角の変位に対しては、北上時と南下時で接近指標パラメータの絶対値が等しく符号が逆である。以下では、この 2 つの軌道要素変位に対する北上時の接近指標パラメータの線形結合変位を異符号変位と呼ぶ。また、他の軌道要素の変位に対しては、北上時と南下時で同じ値となる。3 つの軌道要素変位に対する接近指標パラメータの線形結合変位を同符号変位と呼ぶ。

異符号変位がある場合は図 5. 29 (b)に示すように、北側ループが拡大・縮小する。異符号変位の絶対値が大きいほど、最接近時の衛星位置が東西に開いていく。したがって、異符号変位を衛星離角 0.1 度相当以内に保つのが望ましい。1 年間の異符号変位の変化を評価した結果を図 5. 30 に示す。接近指標パラメータの 70km が直下点経度変位の 0.1 度に相当し、近似的に地上から見た 2 機の衛星離角 0.1 度に対応する。接近指標パラメータの異符号変位を 70km 以内に保つには、最悪時には 35 日間隔で軌道制御をしなければならないと考えられる。しかしながら、実際の最接近距離は北上衛星と南下衛星の各指標パラメータの差で与えられるため、対象 2 衛星の異符号変位の符号が逆であれば、最接近距離は開かない。異符号変位の寄与を最接近距離の変動として評価した結果を図 5. 31 に示す。この結果、制御間隔をさらに 5 日程度延ばし、約 40 日とすることができる。

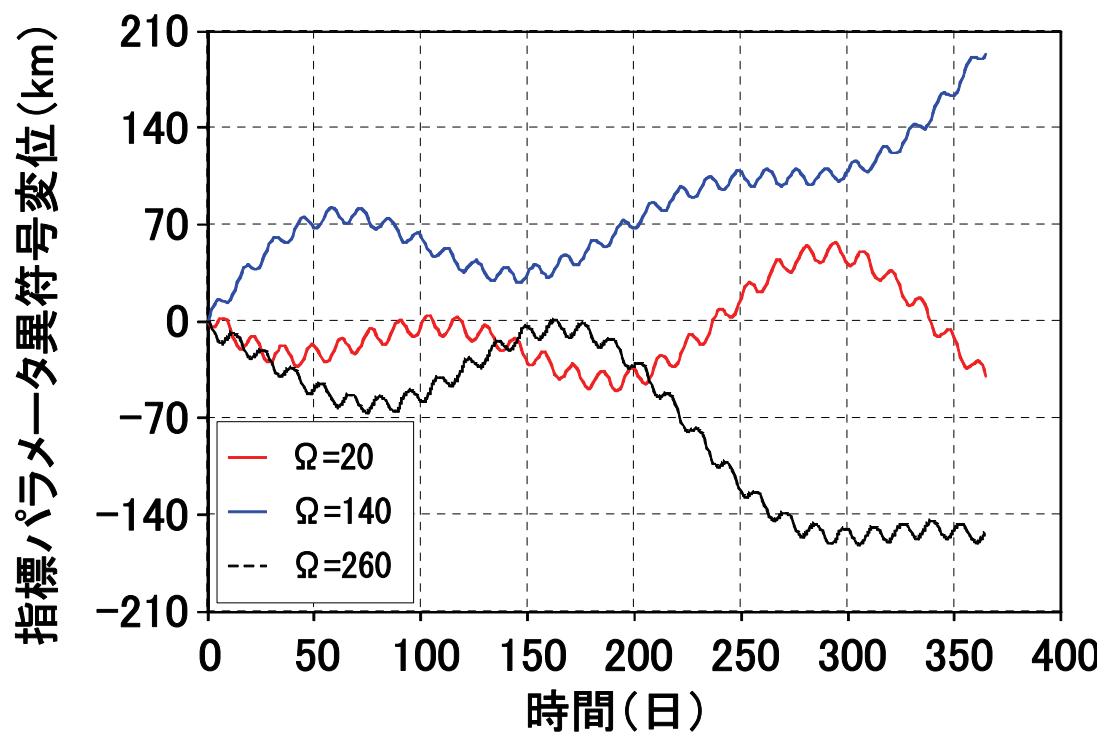


図 5. 3 0 接近指標パラメータ異符号変位の変動

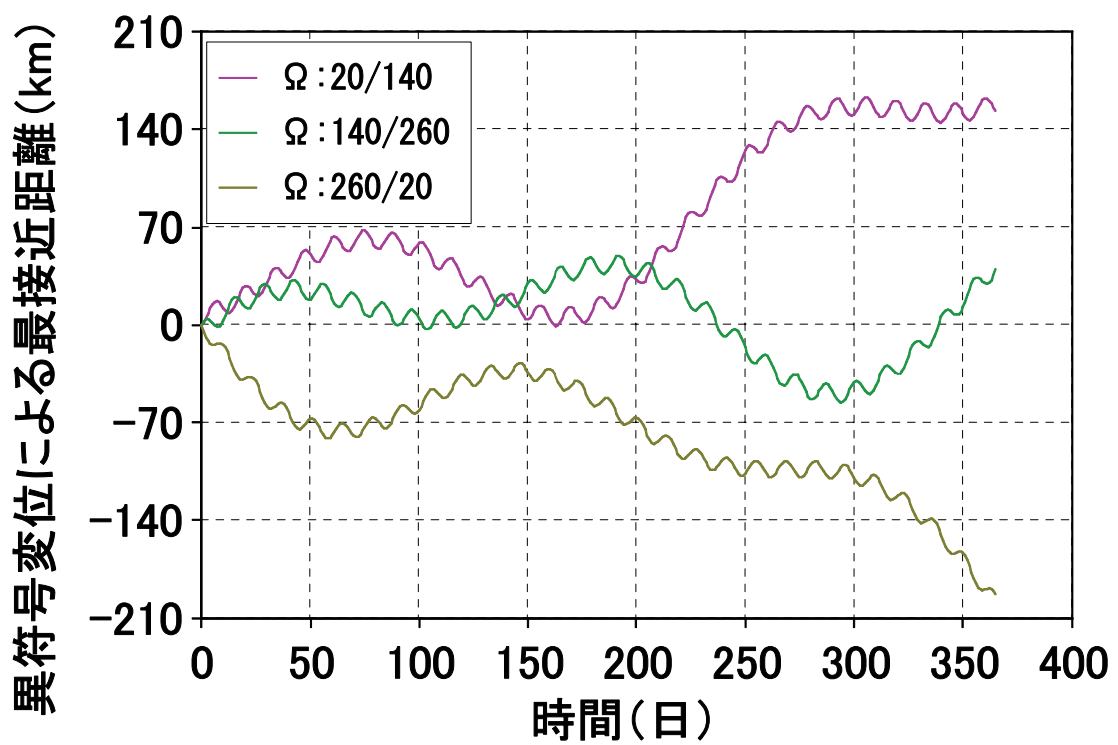


図 5. 3 1 異符号変位による各衛星対の最接近距離の変動

同符号変位がある場合には、図 5. 29(c)に示すように、衛星位置が東西方向にシフトする。1 年間の同符号変位の変化を図 5. 32 に示す。0.1 度相当で保持する場合、最短 6 日間隔での制御が必要になる。しかし、この指標には平均近点離角変位の効果が含まれているため、軌道周期を調整して適切に平均近点離角をドリフトさせれば、時間比例成分を相殺できる。軌道周期を最適化して平均近点離角のドリフト成分を除いた場合の同符号変位の変化を図 5. 33 に示す。この条件で 0.1 度以内に保持すればよく、制御間隔は最短で 40 日程度となって劇的に改善される。

さらに、軌道長半径の保持について 3 機の衛星で同期運用を行い、各指標への保持範囲配分を最適化すれば、さらに 1.5 倍程度まで制御間隔を延ばせる可能性がある。

軌道長半径の最適保持方法と接近距離指標パラメータを用いた制御計画の実施により、制御頻度を 40 日に 1 回程度まで減らすことができる可能性が示された。

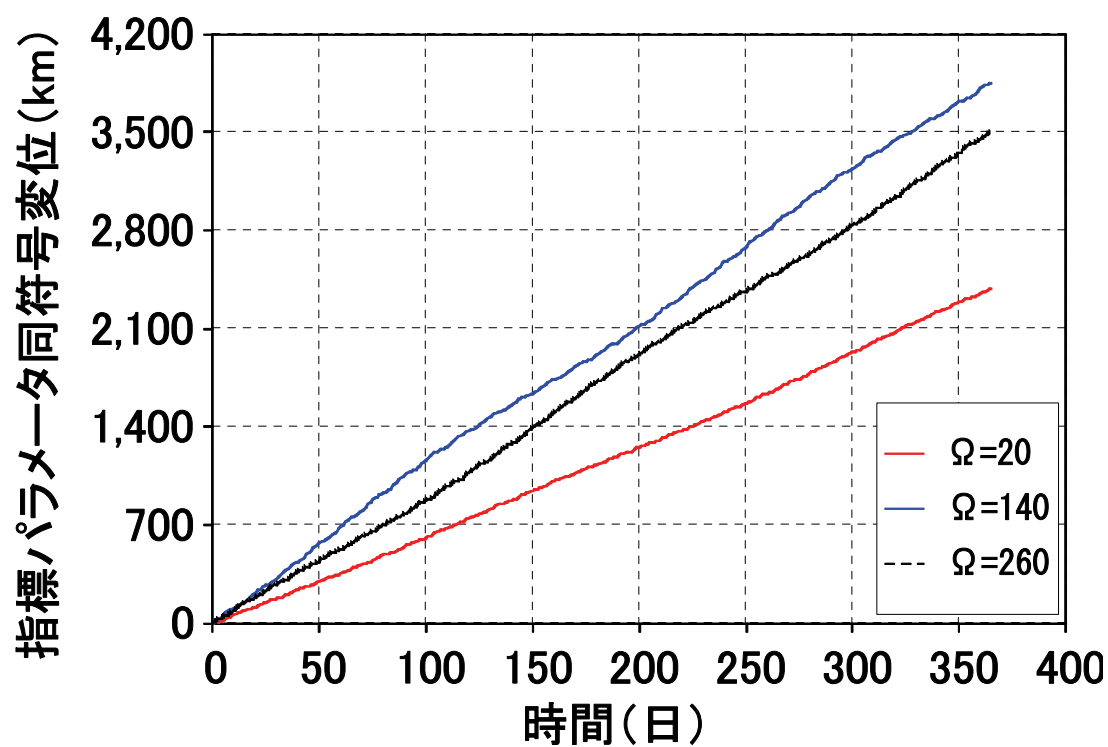


図 5. 3 2 接近指標パラメータ同符号変位の変動

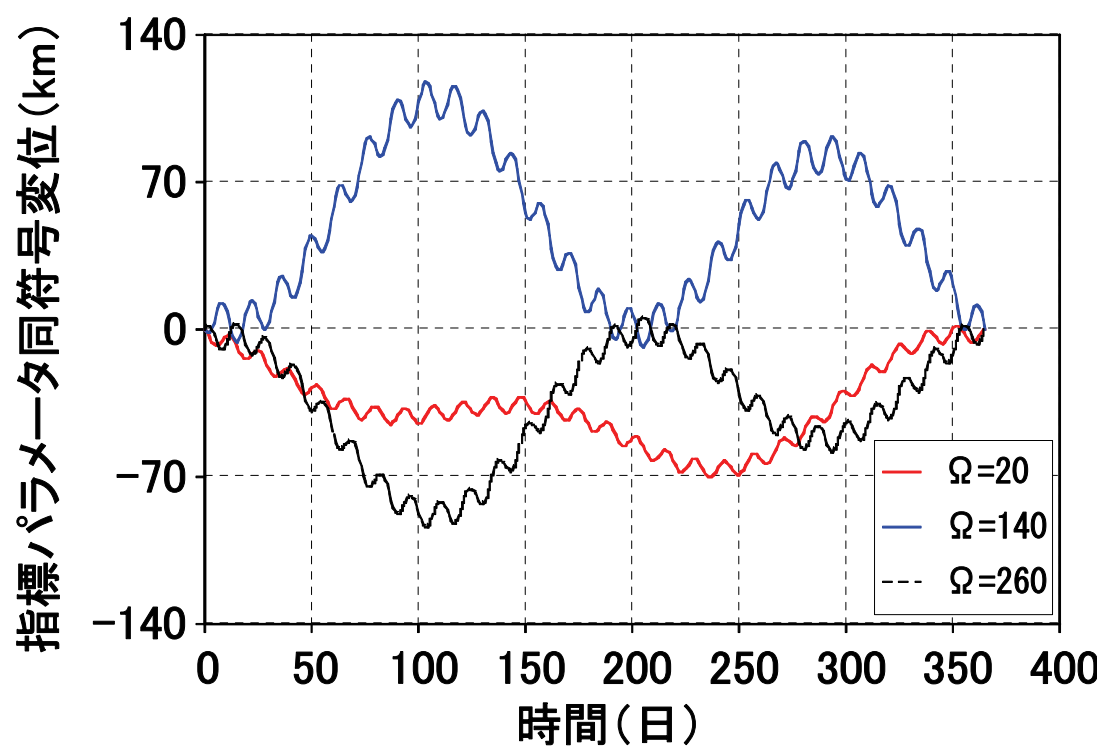


図 5. 3 3 軌道周期最適化後の同符号変位の変動

5. 5 測位単独ミッションにおける軌道保持の簡略化

前節で述べたように、同一位置でハンドオーバを可能にするためには、約 40 日毎に制御保持制御が必要となる。しかしながら、準天頂衛星ネットワークシステムを測位ミッションのみに使用する場合には、ハンドオーバの制約等はなく、衛星の軌跡が地上から見て 10 度程度変化したとしても全く問題にならない。複数の準天頂軌道や静止衛星と組み合わせた独自の測位システムを構築する場合には、DOP（測位精度劣化係数）への影響を考慮しなければならないが、GPS の補完目的で利用する場合には、ほとんど問題にならない。最低仰角についても、10 度以内程度であれば低下を容認でき、長時間高仰角にとどまっている軌道が保たれていればよい場合もある。そこで、軌道保持制御を簡略化して制御量を最小化し、さらに軌道制御間隔を延ばす方法を検討した。

軌道長半径の変化は衛星の経度方向に加速度的なドリフトを生じさせるため、必ず保持制御が必要である。経度方向の保持のため平均近点離角の調整も重要である。この他の 4 要素については、仰角低下への影響が比較的小さく、他のシステム要求条件の点でも容認できれば、制御をせずに放置することも可能であり、大幅な制御量減少と制御間隔拡大につながる。そこで、各軌道要素が長期的にどのように変化するかを評価し、放置した場合の軌跡や仰角への影響について検討した。

本検討においては、表 5. 4 に示した軌道を前提とし、これをノミナル軌道とする。この軌道の各軌道要素を保持するために必要な制御量は図 5. 18 に示したが、軌道保持に必要な制御量は軌道傾斜角に対するものが最大で、以下の寄与度は離心率、近地点引数、昇交点赤経の順である。これらの制御を省略できれば、上記の軌道長半径の制御だけでよくなり、制御量は約 50 分の 1 で済む。

5. 5. 1 軌道長半径と平均近点離角の保持制御

前節で説明したとおり、軌道長半径の変動は、28km/年の永年摂動と周期 14 日の長周期摂動の重ね合わせである。軌道長半径の永年摂動による平均近点離角の変位は 5. 3 式で与えられる。図 5. 28 に示したとおり、平均近点離角の保持範囲を ± 0.1 度とした場合には制御後 40 日間保持できる。5. 3 式からわかるように、平均近点離角の変位は経過時間の 2 次関数であることから、保持日数は保持範囲の平方根に比例し、保持範囲を ± 10 度（変

動範囲 20 度) とすれば、約 400 日間保持できる。つまり、1 年に 1 回の軌道保持制御でよいことになる。近地点で制御を行う場合、1 年あたりに必要な制御量は約 1 m/s で、減速方向の制御となる。

一方で軌道長半径が変化しなくても、平均近点離角にも摂動による直接の変化が生じる。図 5. 6 に示したように、 Ω によっては年間 7 度の永年摂動が生じるが、次の制御までの平均としてこの成分を打ち消すように 5. 3 式の第 1 項の Δa_0 を調整すればよい。調整幅はわずか 2 km 以下である。制御間隔が長いと長周期変動の影響が現れてくるが、高々 1 度であり、保持範囲と比べて十分に小さい。

5. 5. 2 長期間の軌道変動

表 5. 4 の軌道について、軌道傾斜角と昇交点赤経の年間変化率を図 5. 3 4 に示す。昇交点赤経のドリフト分には、地球の扁平による永年摂動 (-3.53 度/年) を含んでおらず、

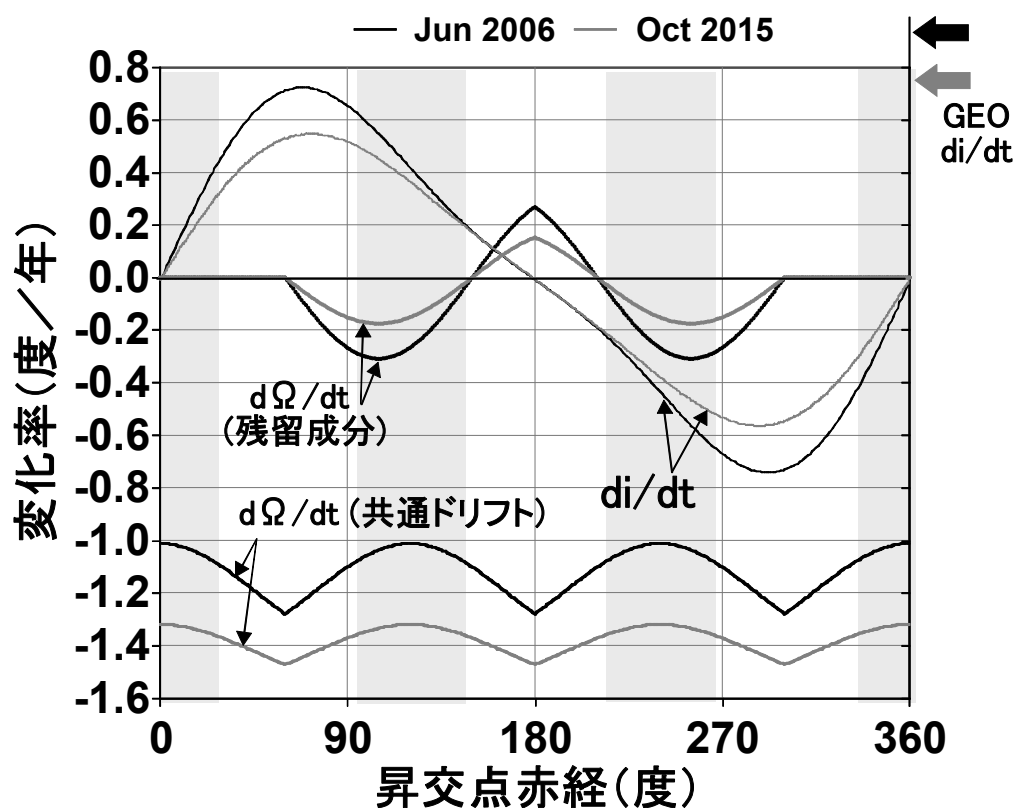


図 5. 3 4 ノミナル軌道における軌道傾斜角と昇交点赤経の年間変化率

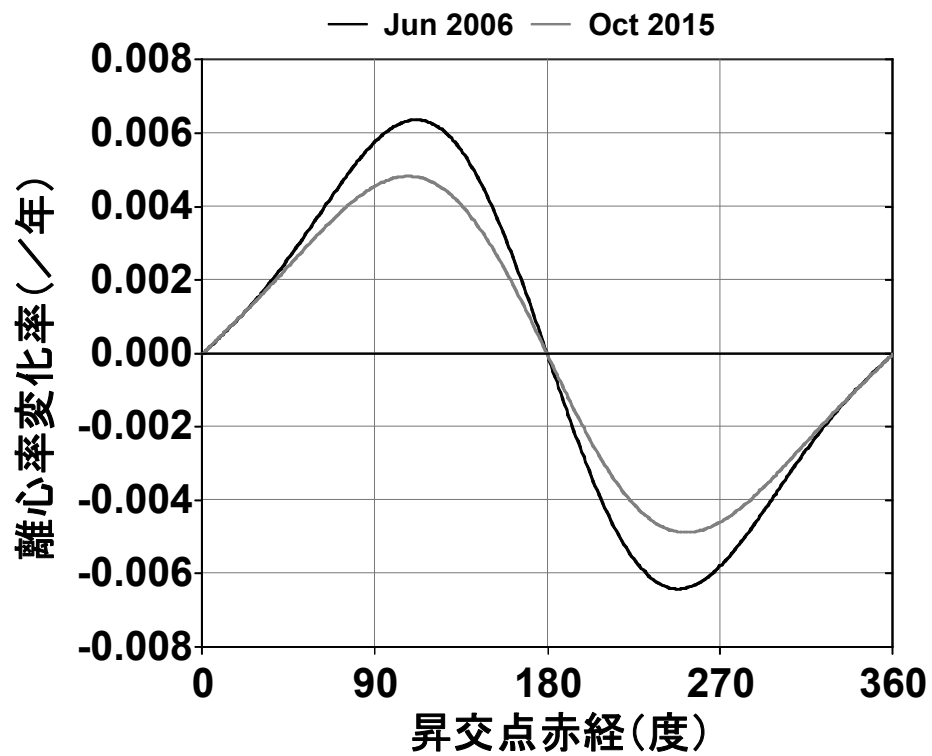


図 5. 3 5 ノミナル軌道における離心率の年間変化率

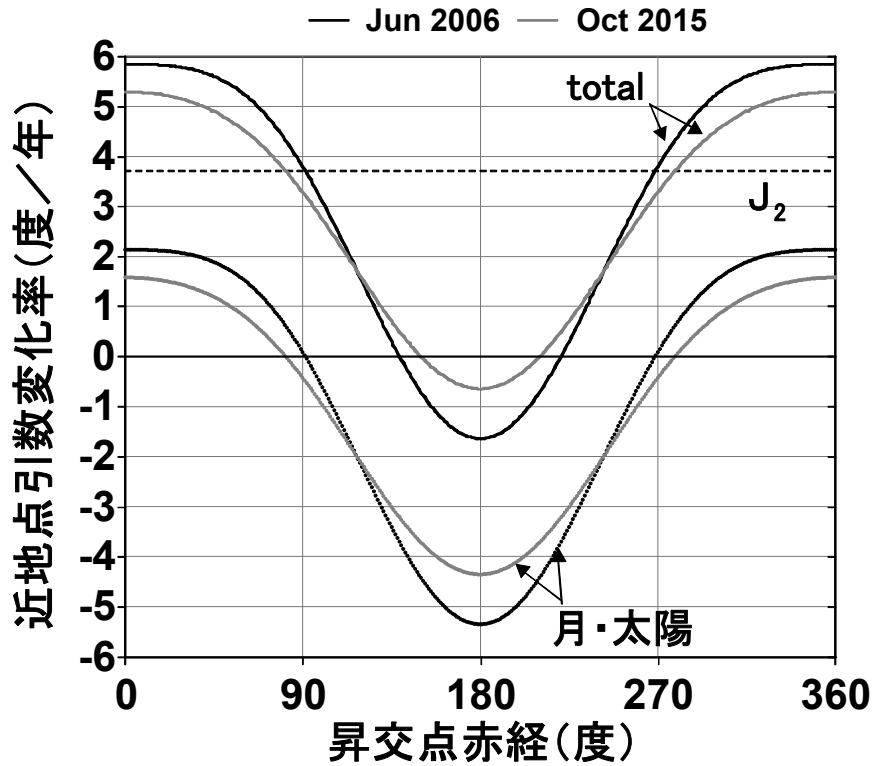


図 5. 3 6 ノミナル軌道における近地点引数の年間変化率

実際には-5度／年程度になる。昇交点赤経については、共通ドリフト分は無視してもよく、残留成分のみが問題となる。グレーの部分が各衛星の運用範囲であるが、以下では、昇交点赤経0度、120度、240度を中心として運用される衛星をそれぞれ、衛星1、衛星2、衛星3と呼ぶことにする。

月軌道と黄道の交点が18.6年周期で変化するため摂動量も変化するが、最悪時期を基準に評価すると軌道傾斜角については12年間で、衛星2で約+5度、衛星3で約-5度も変化することになる。昇交点赤経の残留成分は相対的なものなので、どの衛星を基準にしてもよいが、変化量も小さい。

表5.4の軌道について、離心率と近地点引数の年間変化率を、それぞれ図5.35、図5.36に示す。離心率に関しては、衛星2と3において12年間で0.07以上変化する。ノミナル軌道の離心率が約0.1なので、非常に大きな変化である。近地点引数の変化も大きく、衛星1において約70度変化する。

5.5.3 初期投入軌道の選定方法

最初にノミナル軌道に投入して12年間放置すると、昇交点赤経（残留分）を除き相当大きく変化することがわかった。したがって、初期投入軌道を最適化し、ノミナル軌道との差をできるだけ小さくする必要がある。

第1の方法は、6年後にノミナル軌道に到達するような軌道に初期投入するものである。この方法では、6年後を基準として軌道を逆伝播させればよいので、容易に初期軌道を求めることができる。

第2の方法は、12年間に変化する各軌道要素の最大値と最小値の中間がノミナル値になるように初期軌道を決めるものである。放置した場合の軌道変化の影響をより小さくできる。

本検討においては、簡単のため第1の方法を採用した場合の評価を行う。6年後を基準として、12年後と投入直後の軌道要素を評価する。

表 5. 6 初期軌道および末期軌道における軌道偏差

(初期軌道)	衛星 1	衛星 2	衛星 3
離心率	-0.005	-0.035	+0.04
軌道傾斜角 (度)	-1.3	-2	+3.2
昇交点赤経 (度) ^{*1}	-1	0	1
近地点引数 (度)	-35	-5	-15
平均近点離角 (度) ^{*2}	+38.5	+5.5	+16.5
(末期軌道)			
離心率	-0.005	+0.04	-0.035
軌道傾斜角 (度)	-1.3	+3.2	-2
昇交点赤経 (度) ^{*1}	+1	-1	0
近地点引数 (度)	+35	+15	+5
平均近点離角 (度) ^{*2}	-38.5	-16.5	-5.5

(*1: 共通ドリフト除く, *2: 制御目標値)

5. 5. 4 初期および末期の軌道

ノミナル軌道を基準にした、各衛星の初期軌道と末期軌道における各軌道要素の偏差を表 5. 6 に示す。本来は 6 年間の軌道伝播を行う必要があるが、ここでは簡単のため図 5. 3 4 ~ 図 5. 3 6 を用いた積算値で近似する。実際には、軌道長半径の制御の際に離心率や近地点引数を多少引き戻すことができるが、制御量が小さいため無視することとした。

平均近点離角に関しては、直下点経度維持のため放置することができず制御を行うが、その際の制御目標値を示した。近地点引数が増加すると、その分直下点経度も変化してしまうため、緯度引数 ($\omega + M$) を保持するように制御する必要がある。つまり、平均近点離角を同じだけ逆方向に制御する必要がある。実際には近地点引数の変化に伴って軌跡が傾く効果があるため、ここでは近地点引数の変化の 10% 分を加算している。このための平均近点離角の制御についても、5. 3 式の第 1 項の Δa_0 を調整することで実現可能である。

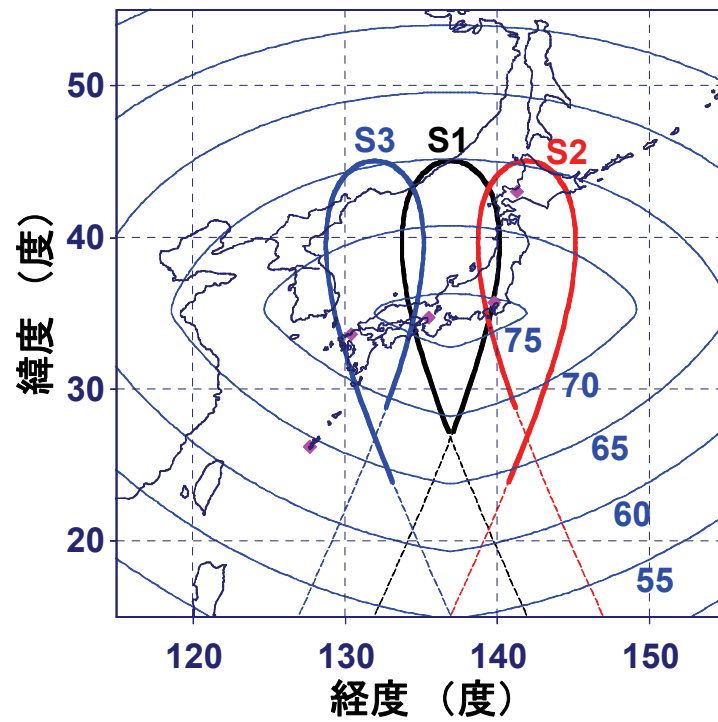
次に、各軌道要素の変化による衛星直下点軌跡と最低仰角への影響を評価する。また、

初期および末期の軌道配置における衛星直下点軌跡と最低仰角を評価する。その比較基準となる、ノミナル軌道における衛星直下点軌跡と日本周辺での最低仰角は図 4. 38 のとおりである。東北地方北部を除く本州全域で 75 度、北海道南部から九州の間で 70 度以上の最低仰角が確保されている。

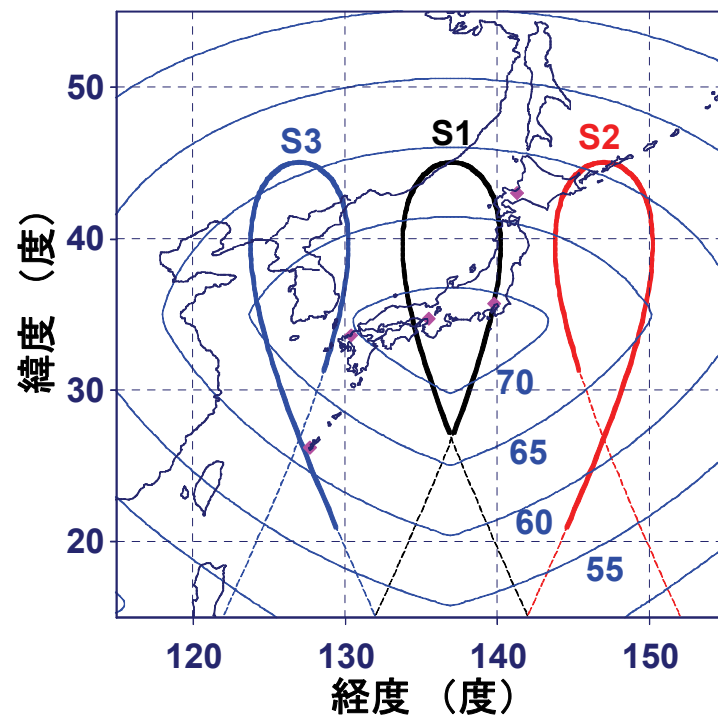
各衛星の平均近点離角が制御目標値から外れる場合において最も影響が大きいのは、ハンドオーバー前の衛星が進んで後の衛星が遅れるケースである。衛星 2 (S2)、衛星 3 (S3) の平均近点離角の変位がそれぞれ +5 度、-5 度の場合の衛星直下点軌跡と最低仰角を図 5. 36 (a) に示す。第 4 章で述べたフルタイム運用を前提にしており、軌跡の太線は、エリア中心 (北緯 35.7 度、東経 137 度) から見て、その衛星が 3 衛星中で最大仰角となる範囲である。ノミナル軌道の場合と比べ、サービスエリア中心から見て北側、南東側、南西側から仰角が低下していくことがわかる。変位をそれぞれ 10 度にした場合を図 5. 37 (b) に示す。ここまで変化すると最低仰角はかなり低下するものの、本州主要部で 70 度、日本全域で 60 度は確保できている。この評価は、3 衛星の経度方向の軌道保持をランダムに行った場合の最悪ケースに相当する。3 衛星の軌道長半径制御をほぼ同じ時期に行うようにフォーメーションを組めば、3 衛星はそろって東西方向にほぼ平行に移動することになる。この場合には、経度方向の保持範囲を ± 10 度にとった場合でも、図 4. 38 の軌跡と最低仰角等高線を経度方向に ± 10 度の範囲で平行移動するのと等価であり、仰角低下の経度方向の感度が小さいことから比較的高仰角が保たれる。

昇交点赤経に ± 5 度の変位を与えた場合には、図 5. 38 のように軌跡が経度方向に平行移動することになる。この場合には南東側と南西側の仰角が低下する。昇交点赤経に変位があるとき、それと逆方向に同じだけ平均近点離角の変位を与えれば、図 5. 39 に示すように、直下点軌跡はノミナル軌道と重なる。ただし軌跡上の衛星間隔がその分だけ変化するため、より南側でハンドオーバーを行うことになり、北側で仰角が低下する。どちらの方面の特性を重視するかによって、平均近点離角を適切に調整すればよく、中間的な変位を与えることも可能である。

寿命末期まで特定の軌道要素のみを放置した場合の影響も評価した。軌道傾斜角のみに末期軌道の変位を与えた場合を図 5. 40 に示す。傾斜角の大きい衛星 2 の影響で、南側で仰角が劣化する。離心率のみ放置した場合の評価結果を図 5. 41 に示す。離心率が小さくなった衛星 3 の軌跡が東西方向に広がることから、東側及び西側で仰角が低下する。近地点引数のみ放置し、経度方向の変位を平均近点離角の調整で補償した場合の評価結果



(a) 変位が±5度の場合



(b) 変位が±10度の場合

図5. 37 平均近点離角に変位を与えたときの直下点軌跡と最低仰角

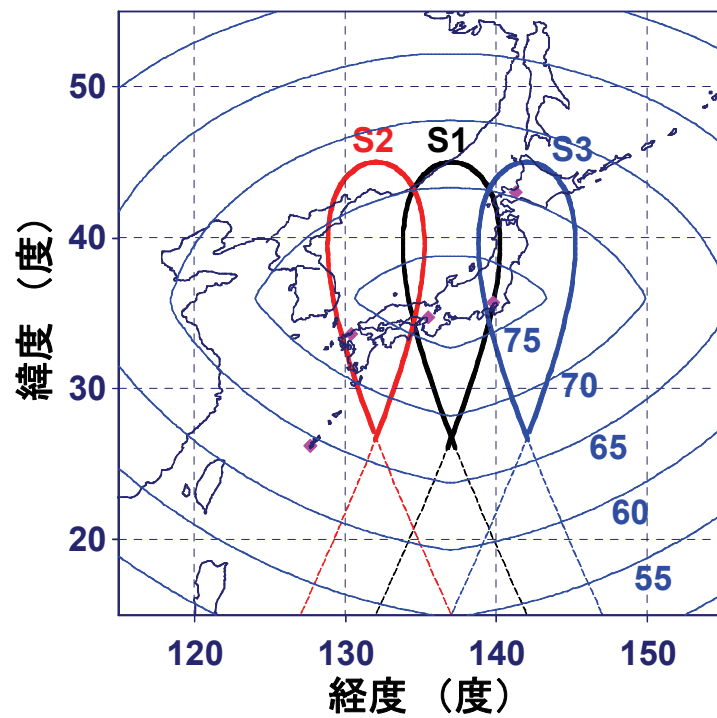


図5. 38 昇交点赤経に±5度の変位を与えたときの直下点軌跡と最低仰角

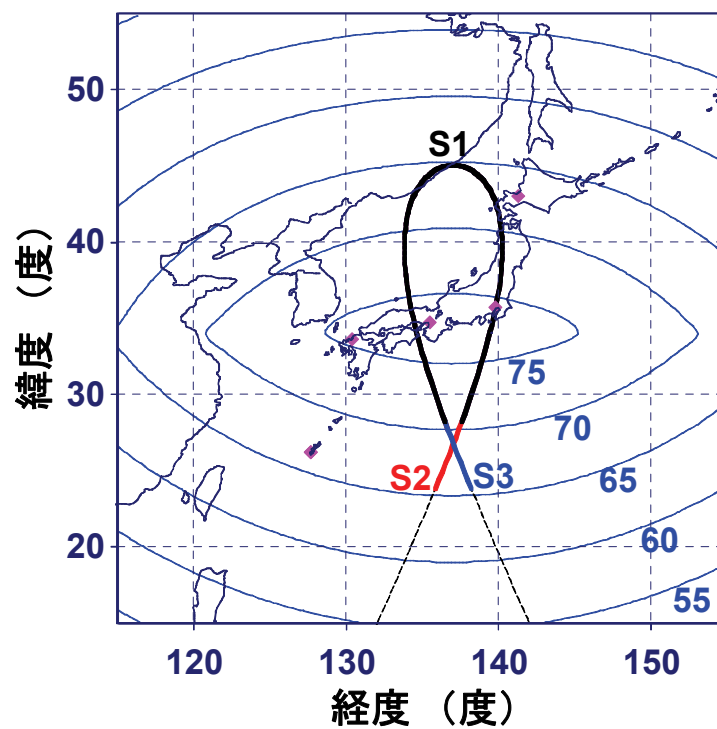


図5. 39 昇交点赤経に±5度の変位を与え平均近点離角に±5度の変位を与えたときの直下点軌跡と最低仰角

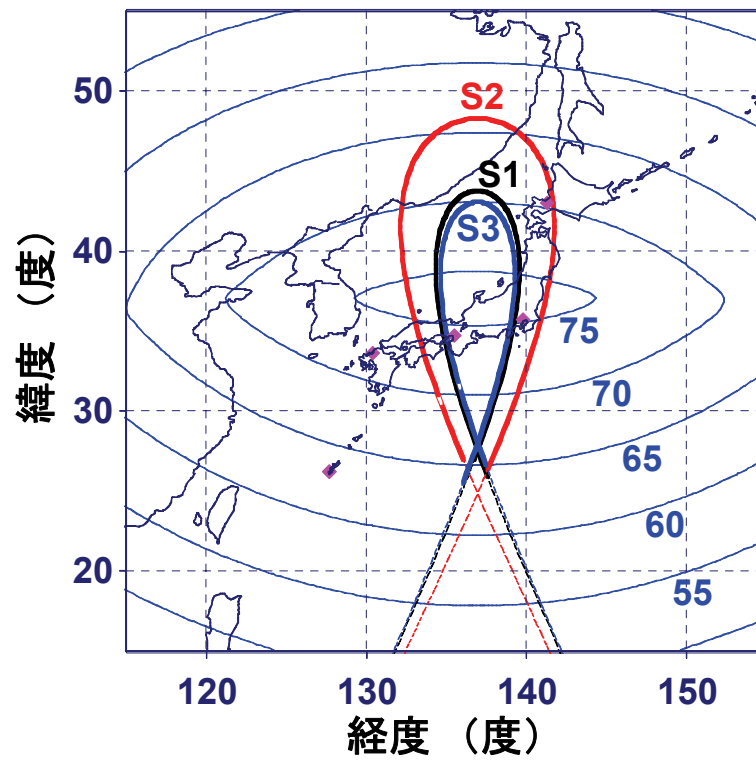


図 5. 4 0 軌道傾斜角のみに末期軌道の変位を与えた場合の直下点軌跡と最低仰角

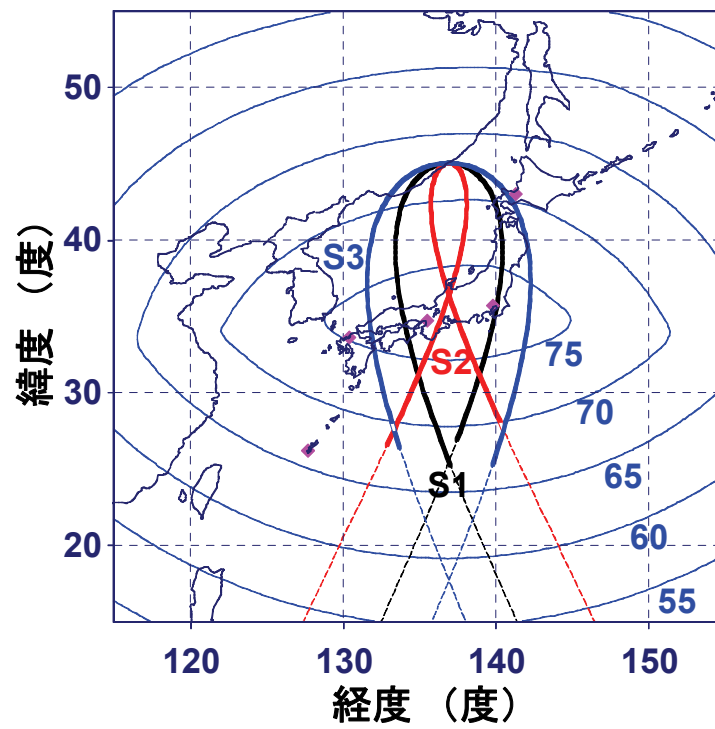


図 5. 4 1 離心率のみに末期軌道の変位を与えた場合の直下点軌跡と最低仰角

を図5. 4 2に示す。近地点引数そのものは大きく変化しているにもかかわらず、適切に平均近点離角を調整すれば、仰角低下は非常に小さい。これらの3ケース全てについて仰角の低下は比較的小さく、どの軌道要素についても6年間放置してもほとんど問題にならない。

平均近点離角保持誤差による経度変位を除く、表5. 6の全ての軌道変位を同時に与えた場合について、初期軌道及び末期軌道における衛星直下点軌跡と最低仰角の評価結果を図5. 4 3に示す。3つの衛星は三者三様の軌跡を描くものの、軌跡の取りうる範囲はノミナル軌道から5度程度の範囲内に収まっている。このことから、地上から見た衛星方向も同程度しか変化せず、測位ミッション実施上DOPの低下等の影響は軽微である。最低仰角についても、多少の劣化はあるものの東北から九州にかけてのほぼ全域で70度以上となり、軌道長半径と平均近点離角以外の変化を放置しても問題がないことがわかる。最低仰角の等高線が経度方向に伸びているため、経度方向の3衛星協調運用を前提にすれば、経度方向保持範囲を±10度にとることも可能である。

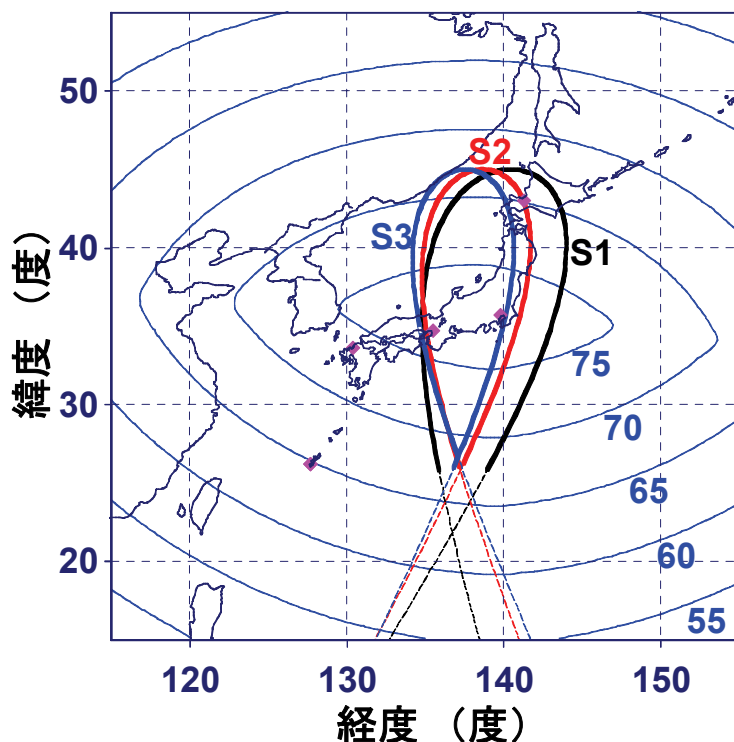
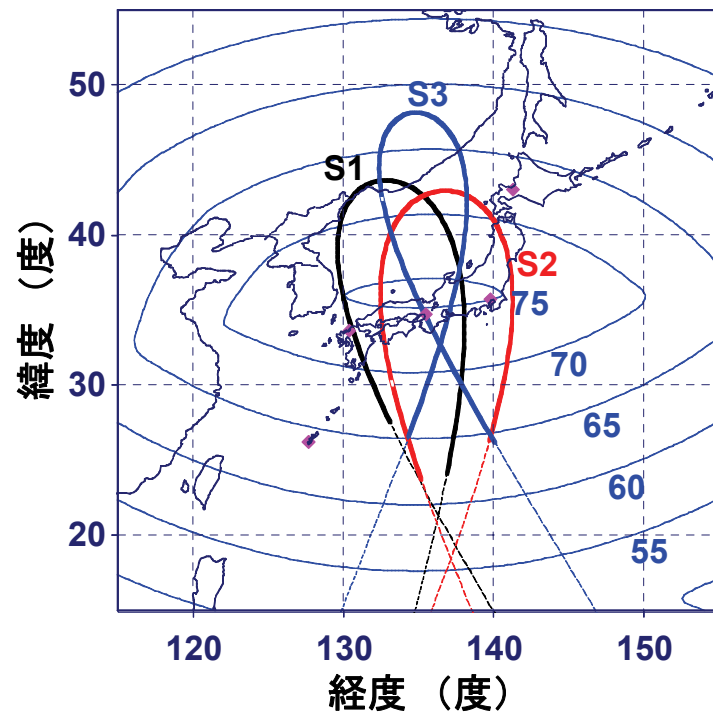
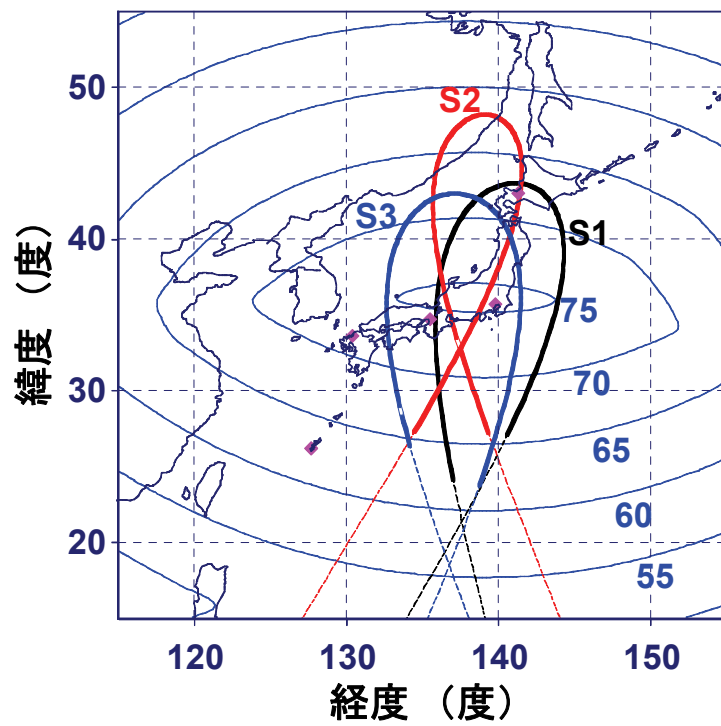


図5. 4 2 近地点引数と平均近点離角に末期軌道の変位を与えた場合の直下点軌跡と最低仰角



(a) 初期軌道



(b) 末期軌道

図5. 4 3 初期軌道および末期軌道における直下点軌跡と最低仰角

5. 5. 5 システム設計上の制約の考慮

12 年の設計寿命を前提とした場合に、6 年後にノミナル軌道になるような初期軌道に投入すれば、軌道長半径と平均近点離角の保持制御を行うだけで、仰角特性の大幅な劣化を伴うことなく、準天頂衛星ネットワークシステム全体としての軌道保持制御ができる可能性が示された。必要な軌道保持制御量は約 1 m/s/年で、通常の軌道保持制御の約 50 分の 1 で済む。軌道保持制御間隔も約 400 日まで延ばせる。

しかしながら、地上から見た衛星軌跡や最低仰角について問題はなくても、システム設計上各軌道要素の保持範囲を制限されることがある。送信機の電力調整幅やアンテナビーム幅のマージンが小さければ、離心率は大きくできない。沖縄から 24 時間連続アクセスするためには、軌道傾斜角を大きくできない。静止衛星との確実な衝突回避のためには、近地点引数の保持範囲は限られ、離心率は小さくできない。

このような全ての制約を考慮して各軌道要素の保持範囲を設定し、その範囲内で可能な限り制御量を少なくすることが重要である。保持範囲下限（または上限）の軌道に投入し、途中で何度か引き戻す制御を行った後、最終的に保持範囲の上限（または下限）で寿命を迎えれば、保持範囲片道分の制御量は削減可能である。制御量削減とシステム制約回避のトレードオフ検討により、システム設計見直しや運用見直し（衝突回避運用等）を行って、平均近点離角の制御のみの極めて少量の制御量で済みますという解決策もある。

第6章 衛星ネットワークシステム運用

本章では、衛星軌道に関連する衛星ネットワーク運用に関する研究結果について述べる。同一位置でのハンドオーバを可能とする軌道における衝突回避運用の方法について、軌道要素に与える変位と接近距離の定量的関係を含めて検討を行い、比較的容易に実現できる運用方法を提案する。さらに、衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法に関して、予備衛星配置方法を中心にトレードオフ検討を行い、予備衛星配置と復旧のための制御運用に関する指針を示すとともに、予備衛星の新たな軌道投入方法を提案する。

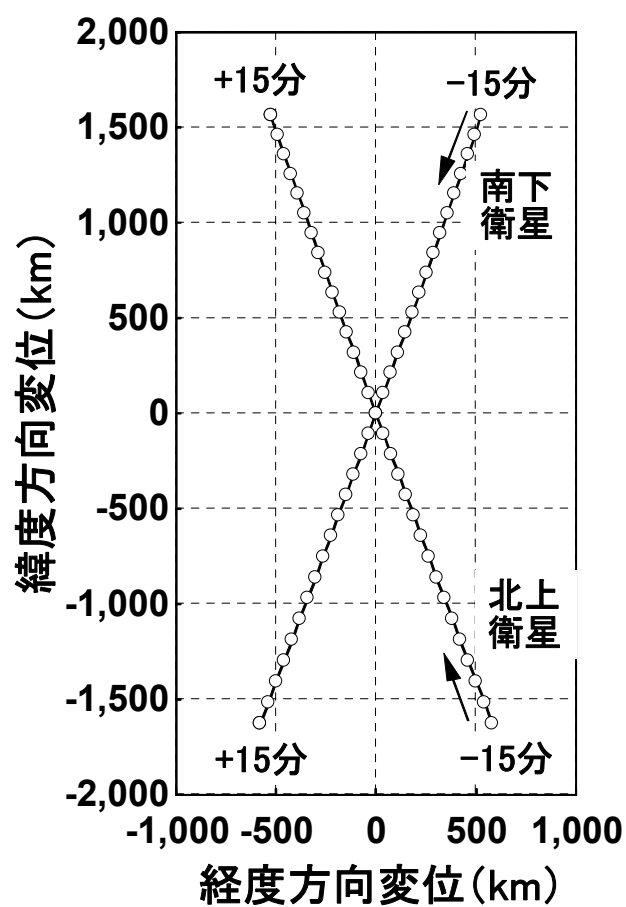
6. 1 衛星衝突の回避運用

同一位置でのハンドオーバを可能とする軌道においては、2機の衛星が軌道の交差点に同時刻に到達してハンドオーバを行うことになるため、完全に理想的な軌道に配置された場合には衛星衝突が起こる。通常は摂動等によりノミナル軌道から外れているため、衝突の可能性はさほど高くないが、軌道運用を誤れば衝突する危険性がある。衛星の衝突は絶対に起きてはならず、多少の軌道決定誤差や運用ミス、衛星の不具合等があっても、衝突が起きないように軌道配置を設計するとともに、運用においても比較的簡単な方法で接近状況をモニタできるようになっていなければならない。

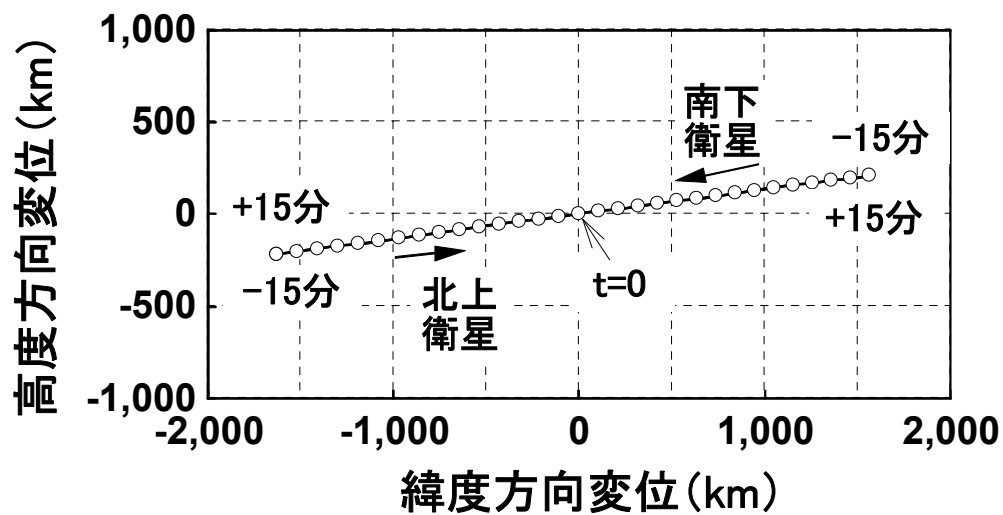
本研究では、軌道交差点付近での2機の衛星の軌道運動について詳細に解析し、ノミナル軌道からの軌道要素の変位が衛星の最接近距離に与える影響を評価した結果を示す。さらに、接近状況を客観的に把握するための指標パラメータの導出、その指標パラメータを用いて安全なすれ違い距離を確保するための軌道設計方法、および軌道運用方法を示す。

6. 1. 1 軌道交差点付近での衛星の運動

本検討においても、表5. 4に示す軌道をノミナル軌道とする。2機の衛星をこの軌道に正確に配置した場合、軌道の交差点における衛星間距離が0になり、衝突することになる。軌道交差点における両衛星の経度方向の速度は約2.3 km/s であるが、地球固定座標系



(a) 緯度－経度平面内での動き



(b) 緯度－高度平面内での動き

図6. 1 軌道交差点付近における衛星の動き

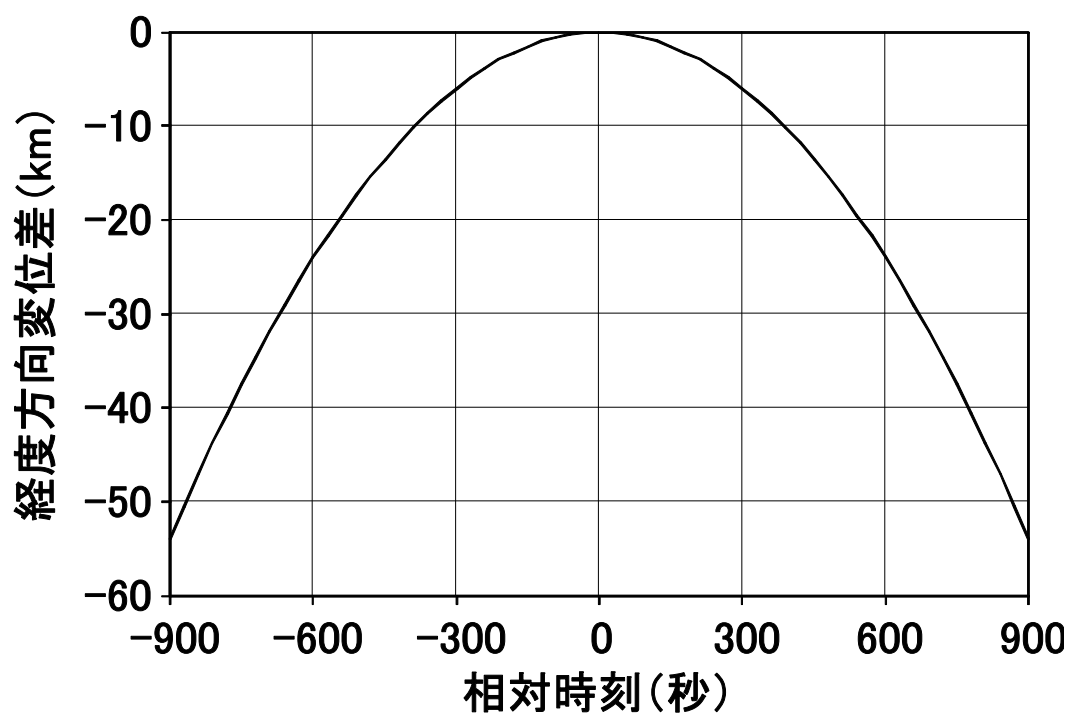


図6. 2 北上衛星に対する南下衛星の経度方向変位差

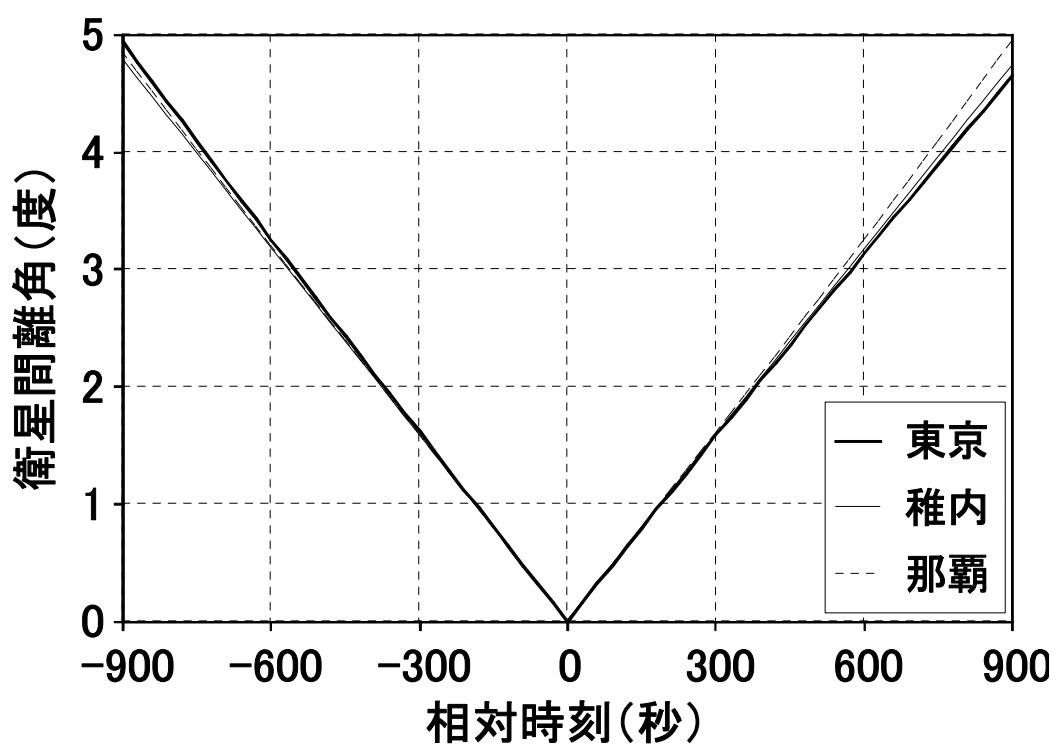


図6. 3 ハンドオーバー前後における地上から見た衛星間離角

から見て地球自転の効果を差し引くと、 -616 m/s となる。

軌道交差点付近における衛星の動きと1分毎の位置を図6. 1に示す。この位置は軌道交差点を基準とした変位で表しており、地球の自転とともに回転する座標系における位置である。交差前後15分程度に限定すれば、ほぼ直線的に動くことがわかる。両衛星はほぼ等しい経度変位と経度方向速度を持ち、軌道交差点に向かって直線的に動くことになる。両衛星の経度方向の変位差を図6. 2に示す。交差時刻から離れるにつれて非線形性が増大し、変位差も大きくなるが、交差時刻の±6分の範囲内では変位差は10km以内である。緯度方向変位および高度方向変位については、符号は逆であるが絶対値はほぼ等しい。緯度－高度平面内で見ると、同一の直線上を逆方向に動き、時刻0に軌道交差点で行き違う。

軌道交差点付近では地上から見た衛星間の離角が小さいために、同一アンテナビーム内でのハンドオーバーが可能となる。交差時刻を0として、その前後15分間において地上から見た2機の衛星間の離角を図6. 3に示す。日本国内の3地点における2機の衛星間の離角を示したが、観測位置における差はほとんどない。どの地点においても、地上端末のアンテナビーム幅を1度とした場合には、交差の前後各3分間は2機の衛星が同一ビーム内に入ることがわかる。

6. 1. 2 軌道要素の変位とノミナル交差時刻における衛星位置変位の関係

完全に交差する軌道に乗せれば最接近距離は0となって衝突するが、実際には各軌道要素にばらつきがあり、一定の距離においてすれ違うことになる。衝突を確実に回避する軌道設計を行うためには、ノミナル軌道からの各軌道要素の変位に対する軌道交差点での接近状況を評価する必要がある。軌道要素のうち、軌道長半径がノミナル値からずれた場合には、衛星がドリフトして相対的な平均近点離角が変化していくため、1kmを超えるような大きな変位は与えられない。楕円の大きさの変化は1km以下であり、交差の瞬間における接近距離に対する影響も1km以下と小さいため、軌道長半径の変位については直接的には考慮せず、一定レートで変化していく平均近点離角の変位で置き換えて評価する。残りの5つの軌道要素に一定の変位がある場合について、ノミナル交差時刻（ノミナル軌道に衛星を配置した場合に2機の衛星が軌道交差点を通過するはずの時刻）におけるノミナル交差点（理想条件での交差点）からの変位がどの方向にどの程度表れるかについて評価した。

離心率を大きくすると8の字軌跡の北側のループが小さくなり、衛星直下点軌跡の交点は北に移動する。ループ内滞留時間が軌道周期の3分の1よりも短くなるため、ノミナル交差時刻（平均近点離角 120 度）の衛星位置は軌跡の交点よりも南側にくることになる。離心率が大きくなって北側での衛星速度が低下することから、図6．4（a）に実線で示した離心率変位軌道上の黒点で示すように、ノミナル交差時刻における衛星位置はノミナル交差点よりも北側になる。一方、点線で示したように、ノミナル軌道上にあって南下中

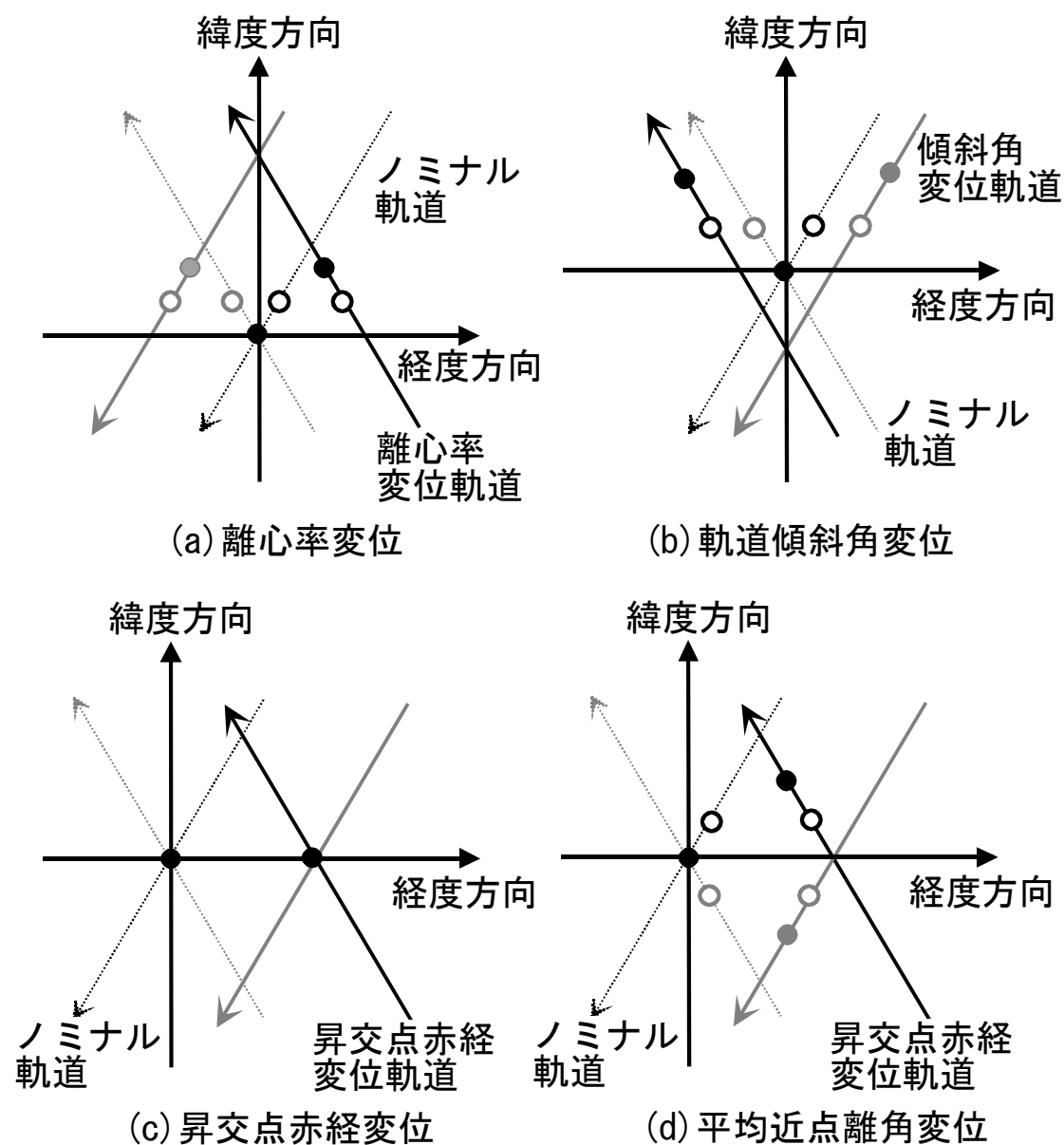


図6．4 各軌道要素の変位による衛星交差状況の変化

の別の衛星は、ノミナル交差時刻に図 6. 4 (a) の原点に達する。両衛星が再接近するのは、ノミナル交差時刻の少し前に両者の緯度が等しくなるときで、図中に丸印で示した。約 8 時間後に離心率変位軌道にある衛星が交差点付近を南下し、次のノミナル軌道衛星が北上するときの状況は、図中に灰色で示している。北上時にはノミナル軌道衛星の東側を通過するのに対し、南下時にはノミナル軌道衛星の西側を通過する。離心率が大きくなって遠地点高度が高くなっていることから、離心率変位を与えた衛星のノミナル交差時刻における高度も、ノミナル交差高度より高くなる。

離心率が小さくなる場合には、ノミナル交差時刻における全ての方向の変位について、符号が逆になる。北側のループが大きくなって、北上側ノミナル交差時刻における経度変位はマイナス（西向き）となり、緯度変位は南側に、高度変位は低くなる方向に生じる。

軌道傾斜角が大きくなると、最北点緯度が大きくなるとともに、北側ループ自体が大きくなる。図 6. 4 (b) に示すように、直下点軌跡の交点はノミナル交差点よりも南側にくるが、ノミナル交差時刻における衛星位置はノミナル軌道の場合よりも北側になる。北上時にはノミナル軌道衛星の西側を通過し、南下時には東側を通過する。離心率に変化がないことから、ノミナル交差時刻における衛星高度についてはノミナル軌道の場合と等しい。

昇交点赤経がノミナル軌道よりも大きくなった場合を考える。昇交点赤経が大きくなると直下点軌跡の平均経度が同じだけ大きくなって、東側にずれる。楕円の形が変わらないことから、ノミナル交差時刻における緯度変位および高度変位は生じない。図 6. 4 (c) に示すように、ノミナル交差時刻における経度変位は、昇交点赤経の変位を距離換算したものに等しい。

近地点引数がノミナル値からずれた場合には、他の場合と比べて取り扱いが複雑である。近地点引数を 1 度増やすと、地球自転に対しても軌道最北点に対しても、衛星の位相が 1 度進んでしまうことになる。したがって、北上時のハンドオーバは平均近点離角 120 度到達時ではなく、119 度の段階で行われることになる。近地点引数と平均近点離角の和である緯度引数をパラメータとして、緯度引数が 30 度のときに北上時ハンドオーバ、緯度引数が 150 度のときに南下時ハンドオーバが行われると定義すれば、全てのケースについて一般化できる。また、ここから先は、緯度引数 30 度到達時および緯度引数 150 度到達時をノミナルハンドオーバ時刻として評価する。真の平均近点離角の変位から近地点引数の変位を差し引いたものを、本評価における平均近点離角の変位とみなすことにする。

表 6. 1 軌道要素変位に対するノミナルハンドオーバー時刻における衛星位置の変位

変位を与える 軌道要素	変位量	北上時（緯度引数 30 度）			
		南下時（緯度引数 150 度）			
		経度変位	緯度変位	高度変位	高度変位@ 緯度変位=0
離心率	+0.001	+53.3	+41.3	+26.7	+21.1
		-53.3	+41.3	+26.7	+21.1
軌道傾斜角	+0.1 度	-30.1	+38.9	0.0	-5.2
		+30.1	+38.9	0.0	-5.2
昇交点赤経	+0.1 度	+69.5	0.0	0.0	0.0
		+69.5	0.0	0.0	0.0
平均近点離角	+0.1 度	+54.8	+42.4	+5.7	0.0
		+54.8	-42.4	-5.7	0.0
近地点引数	+1 度	+66.4	+51.6	-56.9	-63.7
		+66.9	-51.8	+56.8	+63.7

（経度変位、緯度変位、高度変位の単位：km）

近地点引数が増加した場合を考える。緯度引数 30 度到達時をノミナルハンドオーバー時刻とすると、ノミナル軌道と比べて、最南点通過後ハンドオーバーまでに角速度の大きな近地点付近を余分に含んでいることから、位相が進むことになり、緯度変位および経度変位については、平均近点離角における正方向の変位と同等の効果が表れる。緯度引数 30 度の際の平均近点離角は、ノミナル軌道の場合よりも小さいことから、より近地点に近いことにより、高度変位は低い側に生じる。南下時のノミナルハンドオーバー時刻は緯度引数 150 度の時点であるが、ループ周回中の角速度の積分値はノミナル軌道と等しいことから、緯度引数 30 度のハンドオーバー時と同程度に位相が進んでいることになる。平均近点離角はノミナル軌道よりも小さく、遠地点に近いことから、高度変位は高い側に生じる。

各軌道要素に微小な一定量の変位を与えた場合について、ノミナルハンドオーバー時刻、すなわち緯度引数 30 度および 150 度における衛星位置のノミナル交差点からの変位を定量評価した結果を、表 6. 1 にまとめる。この結果はこれまでに述べた定性的な検討結果と

一致している。変位を与える軌道要素と影響が現れる位置変位の種類によって、北上時と南下時で符号が同じもしくは逆になっているが、その絶対値はほぼ等しい。

表 6. 1 に示した程度の微小な軌道要素変位であれば、北上時と南下時の位置変位絶対値の差は 1km 以下であり、線形的な近似がよく成り立っている。同一ビーム内ハンドオーバーを前提として軌道保持運用を行う限り、実際に与えられる軌道要素の変位は表 6. 1 の値のせいぜい 3 倍程度である。この範囲内であれば、全ての軌道要素変位について比例計算で和をとれば、ノミナルハンドオーバー時刻における各方向の変位が近似的に求められる。

6. 1. 3 接近距離の指標パラメータ

静止衛星の接近運用において東西分離を行う場合には、直下点経度を指標パラメータとして用いる。しかしながら、準天頂衛星では経度のみならず緯度や高度も大きく変化するため、このような簡単なパラメータは指標とならない。本節では、水平距離および垂直距離の指標パラメータについて、準天頂衛星ネットワークシステムに適したものを検討する。

緯度－経度面内の水平距離の指標として、ノミナル交差緯度通過時の経度を利用することが考えられる。しかしながら、図 6. 5 に示すような状況を考えれば、このパラメータは接近距離の指標とはならないことがわかる。図 6. 5 (a) では、ノミナル交差緯度線と衛星の直下点軌跡との交点が 2 機の衛星で異なっているが、ある時刻に黒点の位置に衛星が

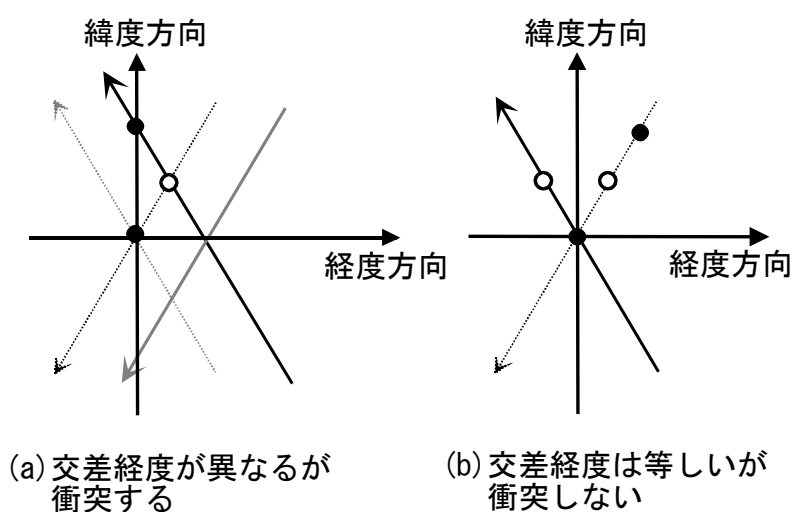


図 6. 5 ノミナル交差緯度線と直下点軌跡との交差経度の違いと衝突状況

くる場合には丸印の位置で衝突する。逆に直下点軌跡が完全に同一であっても、図6．5(b)のような状況では丸印の位置ですれ違い、衝突は起こらない。最接近となる緯度が軌道条件によって異なるため、特定緯度を通過する経度のみを指標とすることはできない。

軌道交差点の近傍では、衛星の運動が直線で近似できることがわかっている。また、2衛星の経度方向の速度はほぼ等しい。したがって、最接近前後のある特定の時刻における2衛星の経度差を指標として使えそうである。図6．5(a)のように、ある時刻の経度が等しければ、緯度が等しくなる時間帯に衝突する。また図6．5(b)から、黒点に衛星がある時刻の経度差を保ったまま、丸印の位置ですれ違っていることがわかる。図6．2に示したように、すれ違い時刻の前後5分程度であれば2機の衛星の経度差は10km以内の変動しかないため、すれ違い予想時刻前後数分の任意の時刻における経度変位差を求めれば、水平最接近距離の指標となる。表6．1を用いて、ノミナルハンドオーバ時刻における経度変位が容易に計算できるため、ノミナルハンドオーバ時刻における2機の衛星の経度変位の差を水平最接近距離の指標とするのが適当である。

指標としての有効性を示すため、近地点引数に3度の変位を持つ北上衛星と南下衛星について、ノミナルハンドオーバ時刻前後の経度差を評価した。結果を図6．6の「近地点引数267度」の曲線で示す。かなり極端な例ではあるが、ノミナルハンドオーバ時刻である相対時刻0における経度方向距離（相対値）は12kmと読み取れ、実際の最接近は相対時

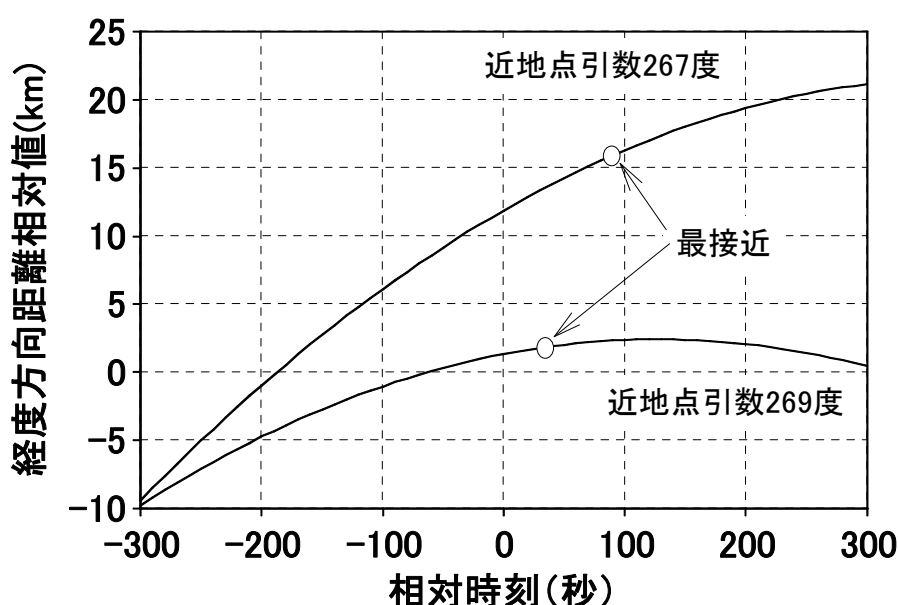


図6．6 ノミナル交差時刻前後における経度差の変化

刻約 90 秒に 16km の経度方向距離で起こっているので、約 4km の誤差で最接近距離を推定できたことになる。近地点引数 269 度の衛星同士であれば、推定誤差は 1km 以下である。

衝突回避のためには、水平面内で一定以上の距離を保つだけでなく、垂直方向にも距離を保って立体交差させるのが望ましい。垂直方向の最接近状況についても最接近時の緯度と関連しており、特定の時刻における各衛星の高度もしくは高度差は指標とならない。交差前後の緯度－高度面内での衛星の動きは、図 6. 1 (b) のように一定の傾きの直線となり、2 機の衛星はそれぞれの直線上を逆向きに動いてすれ違う。北上衛星と南下衛星の 2 直線は近似的に平行線になると考えられ、その間隔が最接近距離の指標となりうる。平行線であれば、どの緯度で高度差を測定しても同じであるが、ノミナル交差緯度が決まっているため、その緯度を横切るときの高度差を指標とすればよい。

やはり極端なケースとして、近地点引数が 267 度の北上衛星と南下衛星について緯度－高度面内での運動を評価した。結果を図 6. 7 に示す。2 直線の間隔は両端（緯度方向変位 -400km と +350km）で 6km しか変化しておらず、垂直最接近距離の指標として十分な精度をもっている。

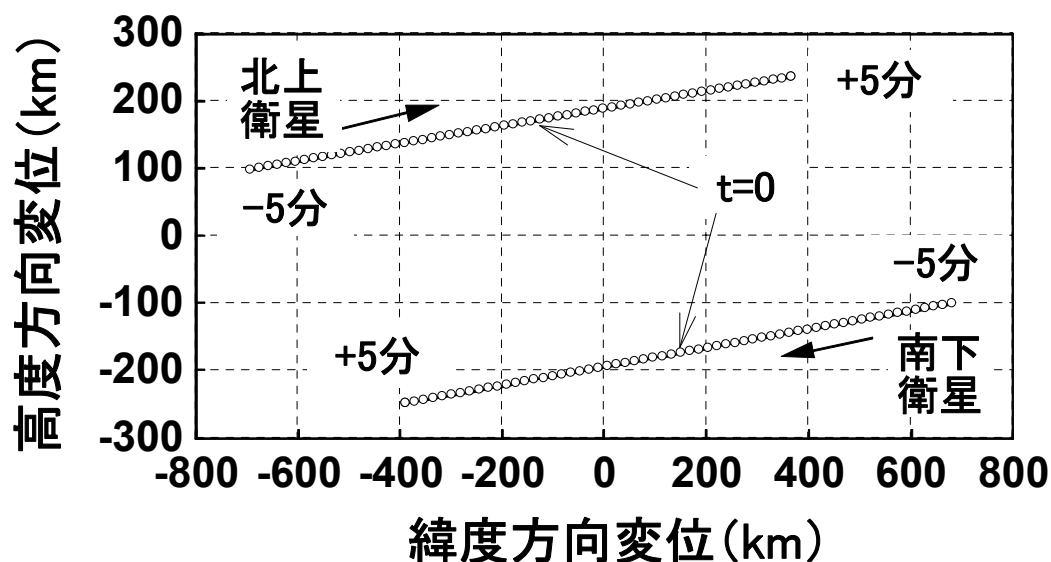


図 6. 7 ノミナル交差点付近での緯度－高度面内での 2 衛星の動き

6. 1. 4 衝突回避を考慮した軌道設計と軌道保持制御

3 機構成の準天頂衛星ネットワークシステムの場合には、北上衛星と南下衛星の組み合わせが3通りある。これらの全てについて、水平距離と垂直距離を一定以上に保つようにすればよい。

水平面内について最も簡単に距離を保つ方法は、1つのノミナル軌道衛星に対して、たとえば1つの衛星に+0.1度、もう一つの衛星に-0.1度の平均近点離角変位を与えるというものである。表6. 1の経度変位の値を読んで、各衛星の平均近点離角変位の値を乗じ、差を取ることで、ノミナル衛星と各衛星との間に55kmの水平距離を確保できることがわかる。しかしながら、離れた2衛星間の最接近距離はその2倍になり、衛星の組み合わせによりハンドオーバー条件が異なることになる。昇交点赤経に変位を与えて分離する場合も同様である。しかしながら、全ての衛星について同じ離心率変位を与えれば、均等のハンドオーバー条件を維持しながら、安全な間隔を確保することができる。たとえば+0.001の離心率変位を与えれば、どの衛星も北上時には53kmだけ東に変位し、南下時には同じだけ西に変位するため、100km以上の距離を確保できる。軌道傾斜角に全衛星共通の変位を与えても同様の効果が得られる。

垂直方向については、3組の北上衛星と南下衛星について、緯度変位0における高度変位の差をもたせるようにすればよい。離心率や軌道傾斜角でも調整は可能であるが、均等なハンドオーバー条件が得られないことや、水平面内の距離確保との両立を考慮しなければならないなど、問題が多い。全ての衛星に同じ近地点引数変位を与えて調整する場合には、経度変位にはほぼ同じ値の共通オフセットしか与えず、水平面内分離の設計に影響を与えない。近地点引数を269度にした場合には、北上衛星に+64km、南下衛星に-64kmの高度変位が与えられ、130km近い高度差を確保できる。

以上のことから、3衛星共通に0.001程度の離心率変位と1度程度の近地点引数変位を与えれば、衝突回避に十分な衛星間距離を確保できることがわかる。立体交差するため、衝突の危険性は極めて低くなる。衛星の突然故障などを考慮して、もっと大きな距離を確保したい場合には、この2倍から3倍程度の変位を与えればよい。ただしハンドオーバー時の衛星間離角は大きくなってしまう。プラス・マイナスのどちら方向に変位を与えても構わないため、運用上の制約などを考慮して適当な方向を決めればよい。離心率変位を-0.001、

近地点引数を 269 度としたときの、交差時刻前後の衛星間距離変化を図 6. 8 に示す。緯度交差時に、水平方向垂直方向ともに 100km 以上の距離を確保していることがわかる。また、図 6. 9 に示すように、日本国内から見て衛星間離角が 1 度以内となる時間を 6 分程度確保できる。

軌道保持運用においては、各衛星の軌道決定をした後、表 6. 1 に基づいて 3 つの衛星組み合わせについて、それぞれ 2 つの指標パラメータを求め、それらを一定以上に保つようにすればよい。水平面内においては、離心率変位による距離確保を基本としながらも、微調整は平均近点離角の調整で行うのがよい。摂動を長期間放置するなどで垂直距離が接近してしまうようであれば、近地点引数などの制御を行うか、一時的な垂直的接近は容認した上で十分な水平距離を確保するなどの対処が必要となる。

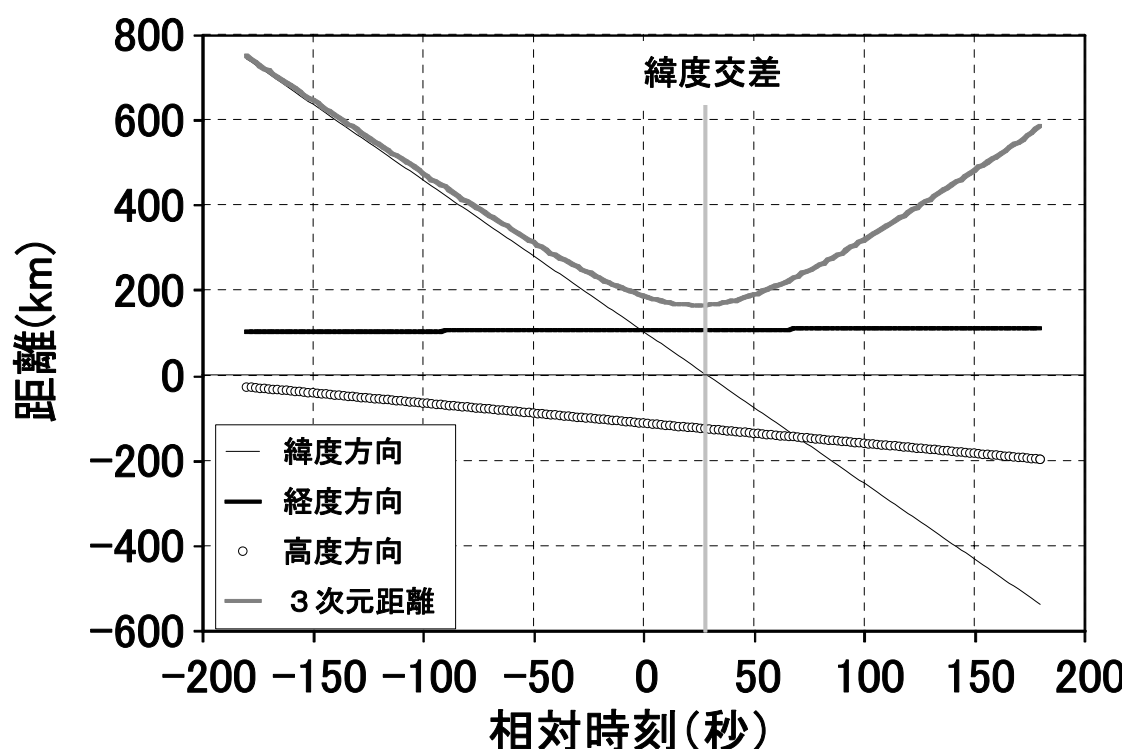


図 6. 8 離心率変位-0.001、近地点引数 269 度の場合の衛星間距離変化

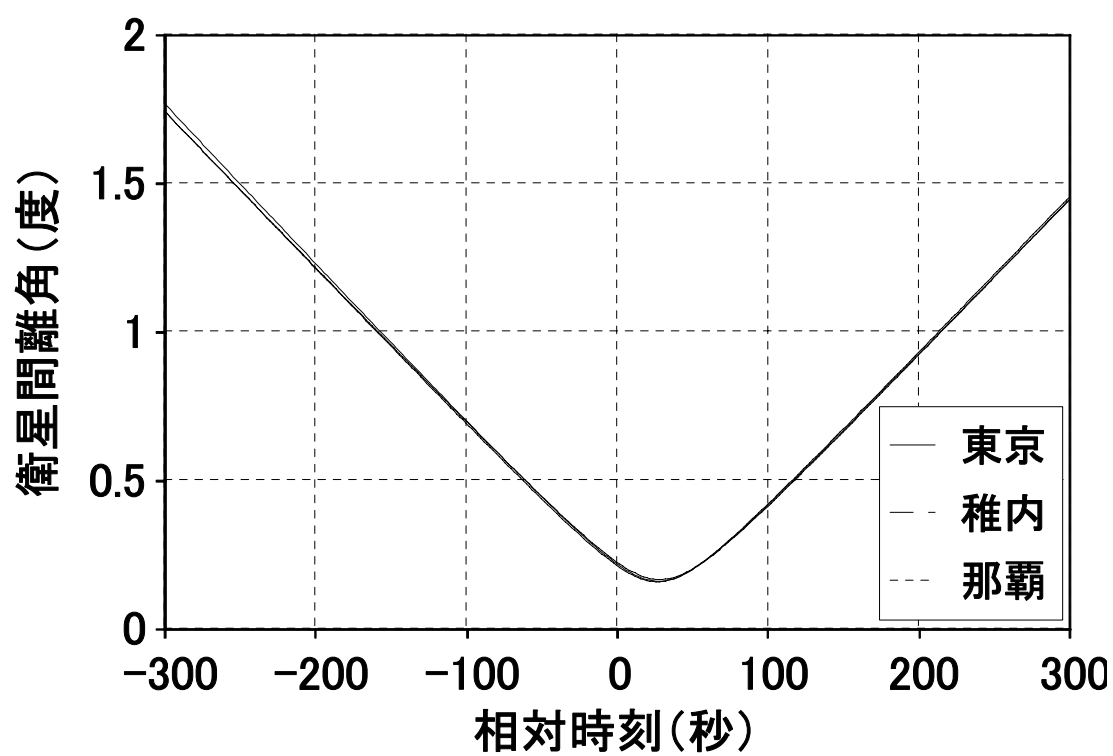


図 6. 9 離心率変位-0.001、近地点引数 269 度の場合の地上から見た衛星間離角の変化

6. 2 衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法の検討

準天頂衛星ネットワークシステムは、3機以上の衛星を用いて高仰角の通信サービスなどを提供することが可能であるが、1機の衛星が故障すると、最低仰角が静止衛星より大幅に低くなるだけではなく、静止衛星に対する干渉回避の必要性から24時間運用が困難になる。この問題を軽減するため、ネットワーク構成復旧のための軌道制御や、故障に備えた予備衛星の配置が必要となる。

6. 2. 1 1 衛星故障時の再配置方法

まず、予備衛星がない場合について、衛星再配置によるネットワーク構成復旧の可能性について検討する。本検討においても、表5. 4の軌道配置を前提にする。

図6. 10のように日本上空を通る軌跡（中央の8の字）上に3機の衛星を配置し、うち1機が故障した場合、最悪時には南半球に残りの2機の衛星が存在することになる。衛星運用範囲は上側3分の2の部分となって、見かけ上静止軌道を横切ることになる。

残った2機の衛星のうち、進んだ側の衛星（衛星1）の平均近点離角を15度（1時間分）進め、後ろ側の衛星（衛星2）を15度遅らせると、図6. 10の太線のような軌跡となり、運用範囲の南限（ハンドオーバー時）は日本に近づく。両衛星とも平均近点離角シフトを30度（2時間相当）とすると、静止衛星との干渉なく24時間の運用が可能となる。

再配置の制御は、軌道面内の制御である。平均近点離角を遅らせる場合には、降交点で加速して軌道周期を長くし、地球の自転よりも遅れるようにする。目的のシフト分だけ遅れたところで、今度は昇交点で減速し、元の軌道周期に戻す。平均近点離角を進める場合には、最初に昇交点で減速して軌道周期を短くし、目的のシフト量に到達すると降交点で加速してもとの周期に戻す。再配置に必要な軌道制御量は、再配置にかける日数を D 日、平均近点離角シフト量を ΔM として、近似的に

$$\Delta V \approx 5 \Delta M / D \quad (\text{m/s}) \quad (6. 1)$$

である。10度の平均近点離角のシフトを1日で行おうとすると、静止衛星の南北制御1年分程度の制御量が必要になるが、時間をかけてよければ非常に少なくて済む。また、先に述べた降交点および昇交点での制御は、近地点引数を減少させるものである。通常の軌道

保持制御においては、近地点引数を減少させるために年間で約 15m/s の制御を行っている。
3 度／日程度でシフトさせ、近地点引数保持制御の 1 年分先取りを兼ねて行えば、追加的
制御量はほとんど 0 となる場合もある。故障衛星の代替衛星配置完了後は、逆方向にシフ
トさせる制御を行って元に戻せばよい。このときも同じだけの制御量が必要になる。

このような再配置を行った場合について、東京から見た最低仰角と一定仰角以上の衛星
滞留時間を図 6． 1 1 に示す。横軸の平均近点離角シフト量は衛星 1 に関するもので、衛
星 2 については逆方向に同じだけシフトさせている。再配置を行わないシフト量 0 の場合
最低仰角は 31 度になる。再配置により 30 度シフトさせれば、最低仰角は約 39 度まで向上
する。図 6． 1 2 に示すように日本全国で最低仰角が改善される。また、静止衛星と 5 度
以上の離角を確保できる。仰角 70 度以上の滞留時間を最大化するにはシフト量を 10 度と
すればよく、何もしない場合に比べて約 40 分延長可能である。4 機構成の場合は、この方
法で再配置を行えば東京で 60 度以上の最低仰角が得られる。4 機構成の場合について、東
京から見た最低仰角と一定仰角以上の衛星滞留時間を図 6． 1 3 に示す。

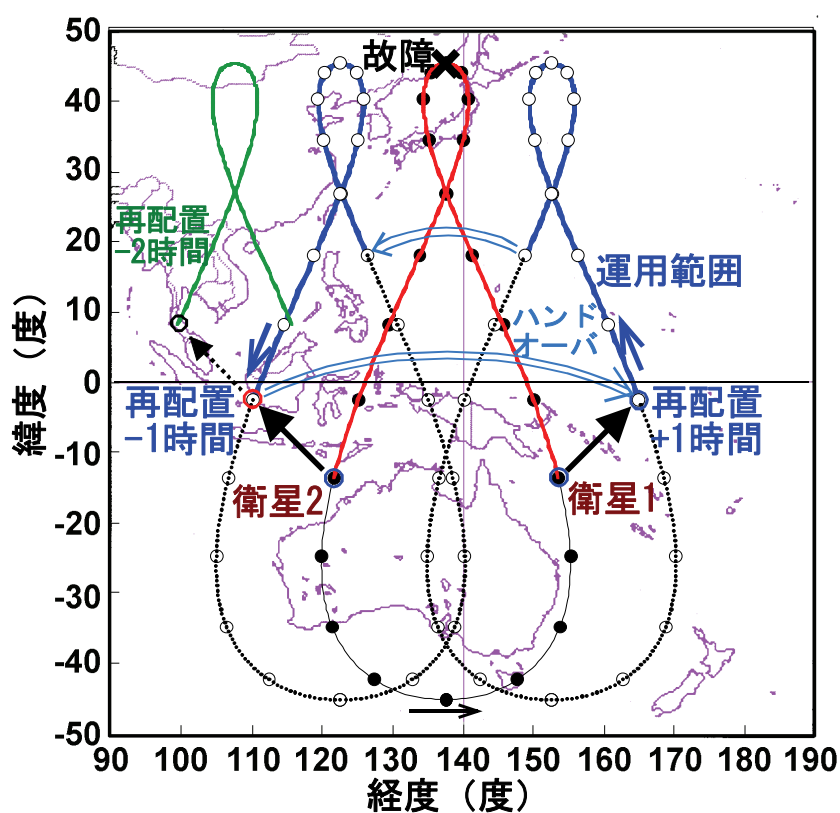


図 6． 1 0 通常運用時の衛星直下点軌跡（中央）と再配置後の軌跡

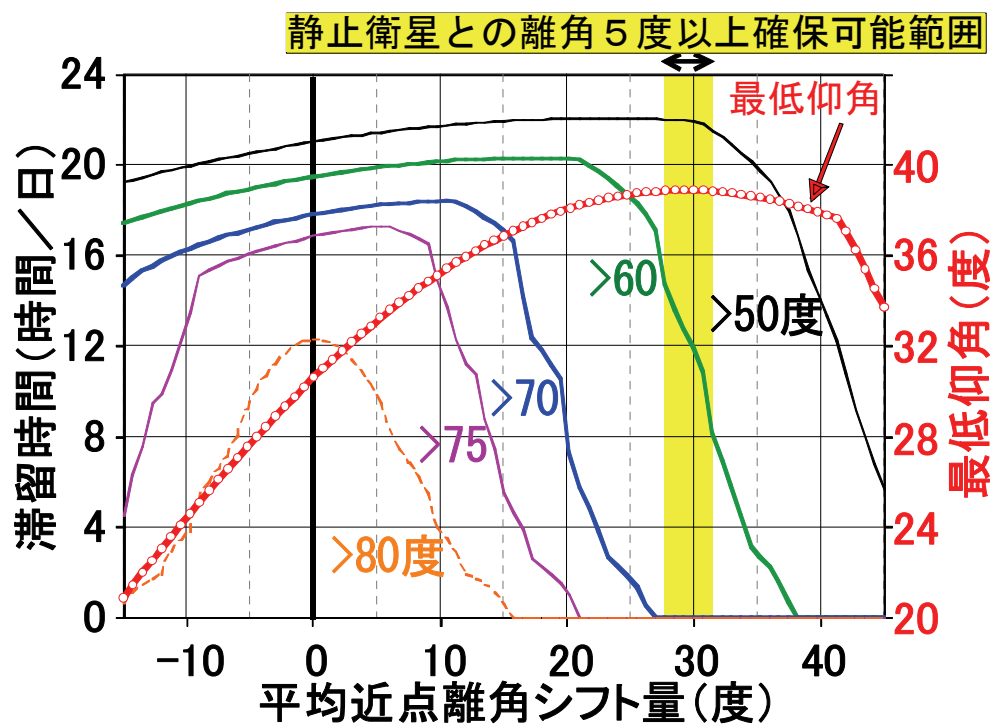


図6. 1 1 衛星再配置後の最低仰角と一定仰角以上滞留時間の向上効果（3機構成）

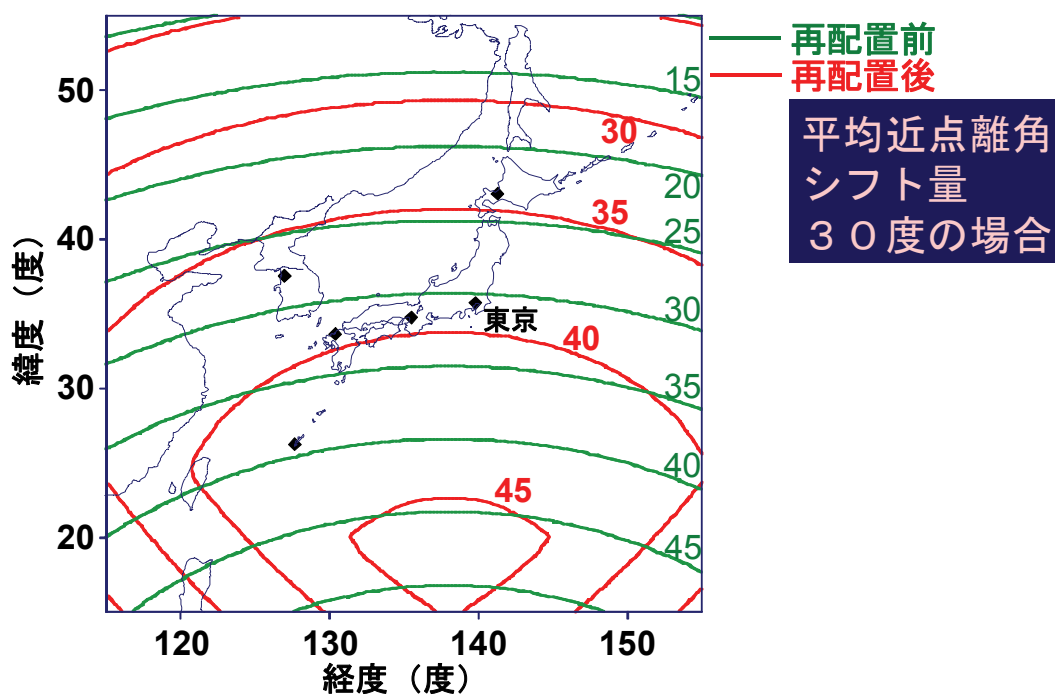


図6. 1 2 衛星再配置前後の最低仰角（3機構成）

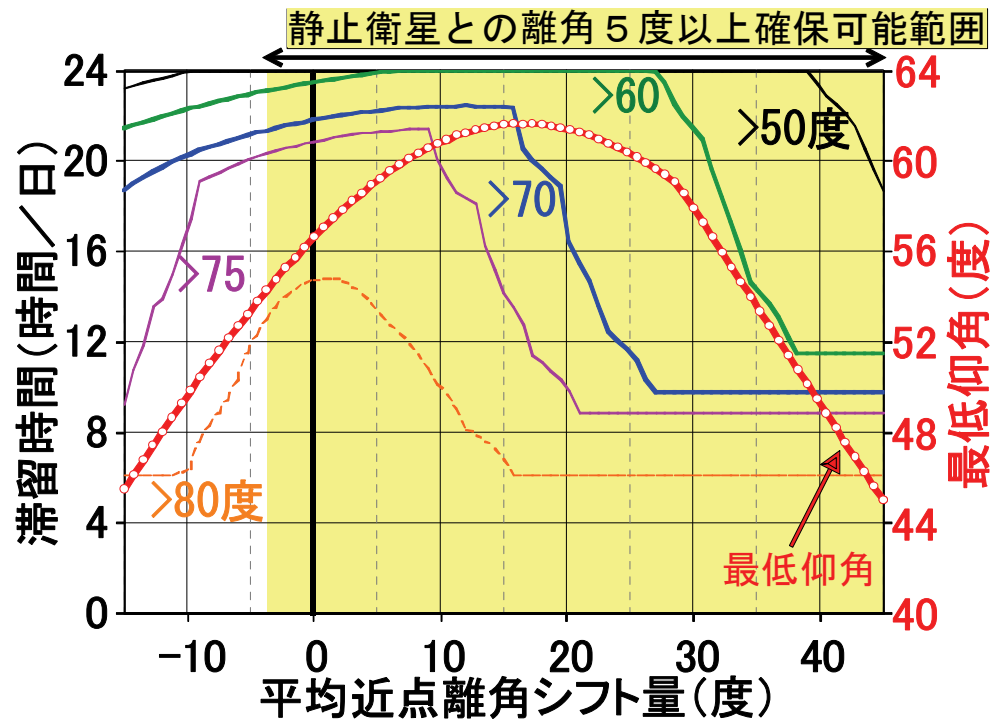


図6. 1 3 衛星再配置後の最低仰角と一定仰角以上滞留時間の向上効果（4機構成）

6. 2. 2 現用予備衛星の配置による衛星故障時対応

3機構成のうちの1機の衛星が故障すると、2機の衛星でサービスを行うことになり、前節で述べた衛星再配置ではわずかな改善しか望めない。このため、衛星が故障した場合でも適切な運用によりネットワーク構成を復旧可能にするためには、予備衛星の配置が必須となる。衛星は非常に高価であり、普段は使わない予備衛星を配置するのは無駄が多いので、通常はネットワーク構成に組み込みながら、いざというときにはバックアップとして機能する現用予備衛星とすることが望ましい。

6. 2. 2. 1 現用予備衛星の配置方法

3衛星が同一軌跡上にあることから、この軌跡上に共通の予備衛星を1機配置し、故障した衛星のところまで移動させることにより、容易に交換できそうに思える。しかしながら、図2. 4に示すように3機の衛星の軌道面は異なっており、昇交点赤経が120度間隔になるように配置されている。軌道変更によって故障した衛星と同じ軌道にもっていこうとした場合、隣の軌道に移すためには軌道面を75.5度も変える必要があり、そのための制御量（速度増分）は3.8km/sにも達する。したがって、1機の予備衛星で全ての衛星故障に対応することは困難である。

本検討では、現用予備衛星を1機もしくは2機配置する場合と、3機配置して完全冗長構成とする場合について配置方法を示し、通常運用時および1衛星故障時の仰角特性を評価する。図6. 14に代表的な衛星配置方法を示す。(a)および(b)は基本の3衛星システムに予備衛星を1機追加したものであるが、(c)は現用予備衛星を組み込んで4衛星システムとして運用するものである(d)～(f)は2機の予備衛星を追加した場合、(g)と(h)は3機の予備衛星で完全冗長構成とする場合の例である。

①現用予備衛星3機による完全冗長構成

図6. 14(g)のように、各衛星をバックアップする形で近傍に配置した場合、現用衛星と現用予備衛星で異なった周波数を用いれば、通常運用時には実質的な通信容量が倍になる。1衛星故障時には、故障衛星によるサービス時間帯のみ容量が半減するが、現用衛星

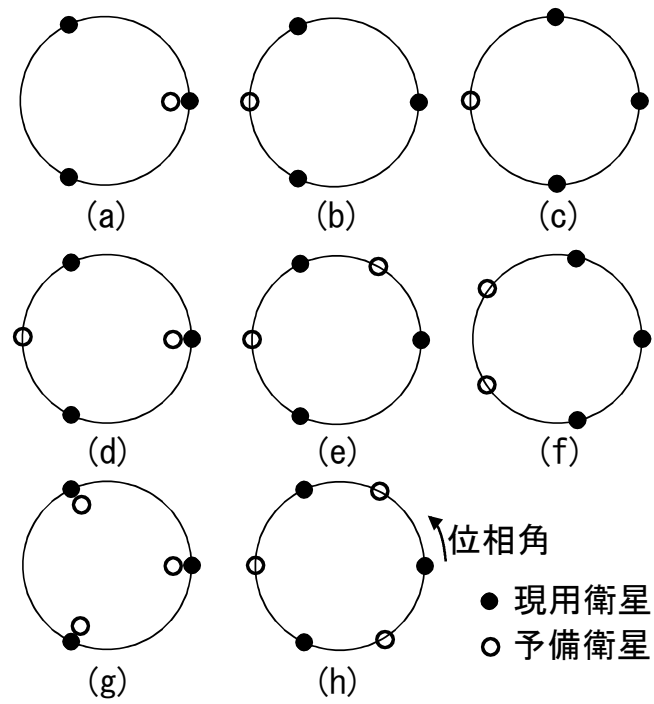


図 6. 1 4 現用予備衛星の配置方法

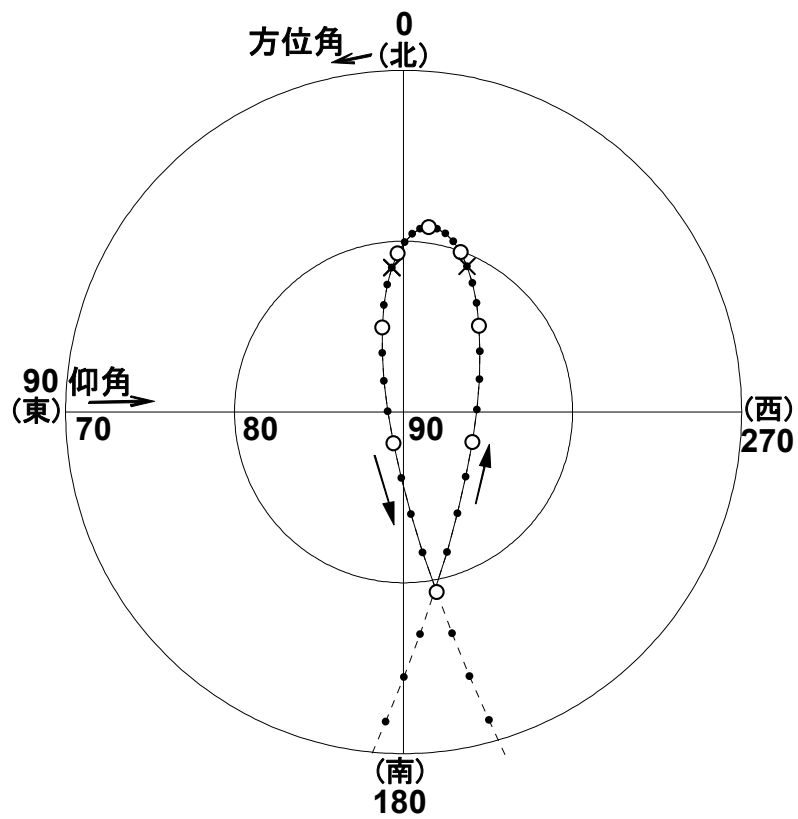


図 6. 1 5 東京から見た 15 分毎の衛星方位角・仰角

と現用予備衛星のどちらもバンドオーバーのタイミングが同じであるため、ハンドオーバー時に通信周波数変更を同時に行えばよく、ユーザ端末へのインパクトは小さい。

図6. 1 4 (h)のように、現用衛星のちょうど中間に現用予備衛星を置けば、衛星ダイバーシティを構成することができる。東京から見た衛星の方位角・仰角の変化を図6. 1 5に示す。図中の丸印は1時間ごとの衛星の位置、点は15分ごとの位置を示す。現用衛星のみの場合には、あたかも1機の衛星がこのループ上を回りつづけるように見えるが、中間に予備衛星を配置した場合には、2機の衛星がこのループ上を4時間間隔で回ることになる。2衛星の間隔は、最も離れるときで約22度、再接近時で約6度である。指向性アンテナを使う場合には、同一周波数で運用可能となる。

この配置では、現用衛星の3衛星システムと現用予備衛星の3衛星システムを、独立に組み合わせたものと解釈することもできる。1衛星故障時には別のシステムに移行することになるため、会合点でのハンドオーバーができずに、離れた別の衛星とハンドオーバーすることになる。このため、アンテナ指向方向変更や衛星再捕捉などのために、一時的な回線断が発生することになる。

独立の2システムと考えれば、必ずしも中間に配置する必要はない。位相間隔を変えれば、両システムでそれぞれ最低仰角となる時刻をずらすことができる。2システム間の衛星間隔に対する最低仰角を評価した結果、間隔を2.5時間としたときに最適となり、東京においては均等配置時の最低仰角79.1度に対して、最適配置時の最低仰角は81度まで向上することがわかった。ただし再接近時の2衛星の離角は、図6. 1 5において×印で示したように約4.5度まで近づくことになる。独立システムとして考えれば必ずしも同一軌跡上である必要はなく、仰角70度程度で推移する別の軌跡上に配置して、衛星ダイバーシティ効果や測位精度を高めることも可能である。

② 予備衛星1機の場合

図6. 1 4 (a)のように特定の衛星のそばに配置した場合、その場所の衛星が故障した場合には予備衛星として有効であるが、他の2衛星のどちらかが故障した場合には予備衛星として役に立たない。トラフィックの多い時間帯に日本上空にくる衛星のそばに置けばいいように思われるが、衛星の軌道周期が約23時間56分であるために、1日に約4分ずつ時間帯がずれていくことになる。したがって、特定の時間帯に対応した予備衛星として配置することはできない。

図6. 1 4 (b)の配置においても、反対側の衛星が故障した場合には予備衛星の意味がない。60度離れた衛星が故障した場合には、最大の衛星間隔は180度、すなわち12時間となる。予備衛星がない場合よりはハンドオーバー時の仰角が高くなるが、約57度であり、準天頂衛星としては不十分である。2機の現用衛星の間ではない位相角に予備衛星を配置することも可能であるが、2番目に遠い衛星が故障した場合の位相差が180度よりも大きくなるため、最低仰角はさらに低下することになる。

図6. 1 4 (c)のように現用予備衛星としてシステムに組み込み、4機均等配置の4衛星システムにすることも可能である。この場合は基本的に6時間ごとにハンドオーバーを行うことになり、ハンドオーバーの回数は増えることになる。また、表5. 4の軌道パラメータでは8時間ループであるため、軌跡の交点でのハンドオーバーという利点が損なわれる。6時間のループを構成するためには、離心率を大きくすればよい。そうするとループが小さくなって、軌道交差点でのハンドオーバーが可能となる。軌道傾斜角45度の場合には、離心率を0.135にすればよい。この場合における東京から見た衛星仰角変化を図6. 1 6に示す。ループは小さくなるが、軌道傾斜角が変わらないため最低仰角となる最北点での仰角も変わらない。ただ、1衛星故障時の最低仰角（図6. 1 6中央の細い曲線がなくなった場合に相当）は約59度となり、離心率が0.1の場合よりもやや高くなる。

③ 予備衛星2機の場合

図6. 1 4 (d)は2機の予備衛星を180度の位相差に配置したものである。この場合は1機を現用衛星のすぐそばに、もう1機をその反対側に置くのが適当である。故障する衛星によっては最大で180度の位相間隔になり、最低仰角は約57度になる。

図6. 1 4 (e)は、ある現用衛星の前後に同じ位相差で1機ずつ予備衛星を配置するもので、位相差を±60度とすると、ちょうど現用衛星の間になる。この場合、予備衛星がない側の現用衛星が故障すると、やはり位相間隔は180度になる。最悪ケースでの最低仰角を最大にするには、位相差を基準となる現用衛星に対して±80度にすればよい。どの現用衛星が故障しても、最大の位相間隔は160度となる。最低仰角は約65度である。3機の現用衛星がすでに運用されている段階で、追加的に2機の予備衛星を配備する場合には、この配置が最適である。

予備衛星を含めて5機の衛星を均等に配置したのが図6. 1 4 (f)である。この場合はループ周期が4.8時間になる離心率をとる必要がある。軌道傾斜角45度の場合の離心率は0.151

である。この場合について、東京から見た仰角変化を図 6. 17 に示す。1 衛星故障時も、準天頂衛星として十分に使える 73.5 度の仰角が確保できる。通常時の最低仰角が最大になるのは、軌道傾斜角 38.6 度、離心率 0.105 の場合で、86.2 度となってほぼ天頂にとどまる。しかしながら、1 衛星故障時には最低仰角が約 68 度まで低下する。

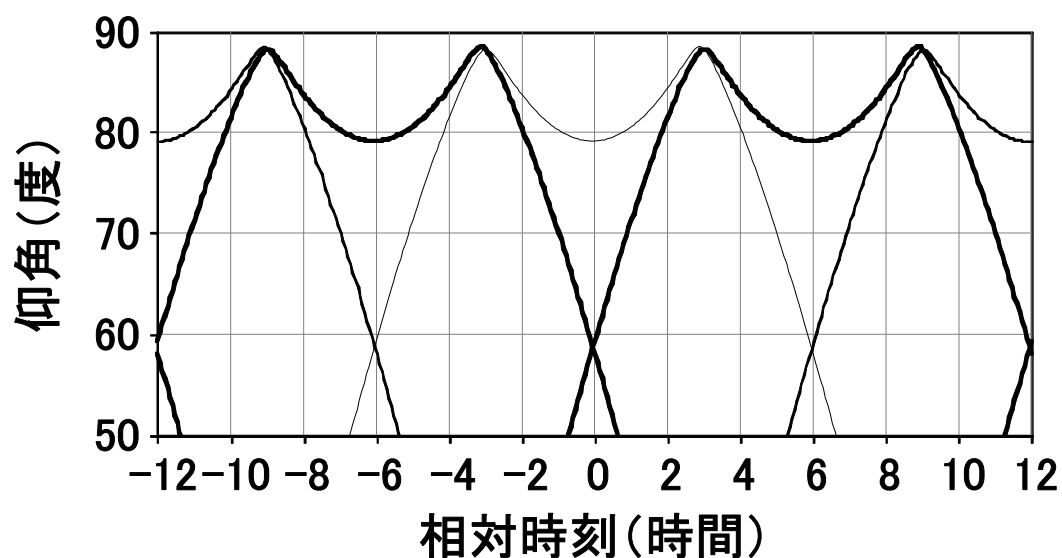


図 6. 16 4 機構成 ($i=45$ 度, $e=0.135$) の場合の仰角変化

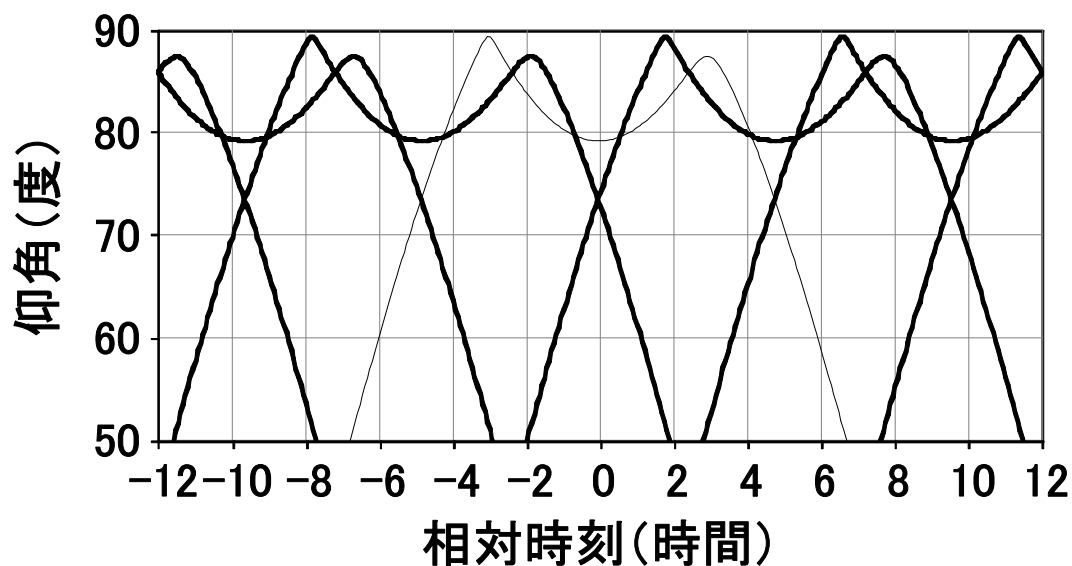


図 6. 17 5 機構成 ($i=45$ 度, $e=0.151$) の場合の仰角変化

6. 2. 2. 2 衛星再配置の効果

現用予備衛星を配置した場合でも、均等配置の場合は1機故障時に、その部分で位相間隔が大きく開くことになる。したがって、6. 2. 1節で述べた衛星再配置が有効に使える可能性がある。

2機の衛星の位相間隔が180度、すなわち図6. 14(c)の4衛星均等配置（軌道傾斜角45度、離心率0.135）のうちの1衛星が故障した場合について、衛星再配置の効果を図6. 18に示す。再配置においては、故障した衛星の前後の衛星のみを動かすものとし、それより離れた衛星は動かさない。20～40分相当の再配置により、最低仰角は60度を越え、約62度となる。±40分相当の再配置を行った場合について、日本付近における最低仰角を図6. 19に示す。関東以西の主要地域においては、60度以上の最低仰角を確保できることがわかる。

4衛星均等配置において、1衛星故障後の最低仰角について、軌道傾斜角依存性および離心率依存性を評価した。衛星再配置を行わない場合だけではなく、再配置により得られる最大値についても比較した。結果を図6. 20に示す。再配置を行わない場合には、離心率については0.2～0.3程度の比較的大きな値をとった方が最低仰角は高くなる。この結果は、1衛星故障時に着目して導出された最適軌道とよく一致する[29]。しかしながら、軌道傾斜角が45度程度で、衛星再配置を行うことを前提にした場合には、離心率0.1程度以上であればほとんど離心率依存性がなく、離心率選択の自由度が高くなることがわかる。また、軌道傾斜角が大きくなるほど、最低仰角が高くなることがわかる。3衛星中1衛星故障時、および5衛星中1衛星故障時にも、同様の傾向がある。衛星故障時のことを考えると軌道傾斜角を大きくする方が好ましいが、通常時の最低仰角が低下するため、両者のトレードオフ検討を行う必要がある。

図6. 14(f)の5衛星均等配置をとり、そのうちの1衛星が故障した場合においては、再配置を行わなくても70度を超える最低仰角が得られるため、わざわざ会合点ハンドオーバーの条件を崩してまで衛星再配置を行う必要はない。しかし、衛星再配置を行えば、東北地方以北で最低仰角を引き上げる効果がある。衛星再配置を行わない場合と、±20分相当の再配置を行った場合についての各地の最低仰角を、図6. 21に示す。

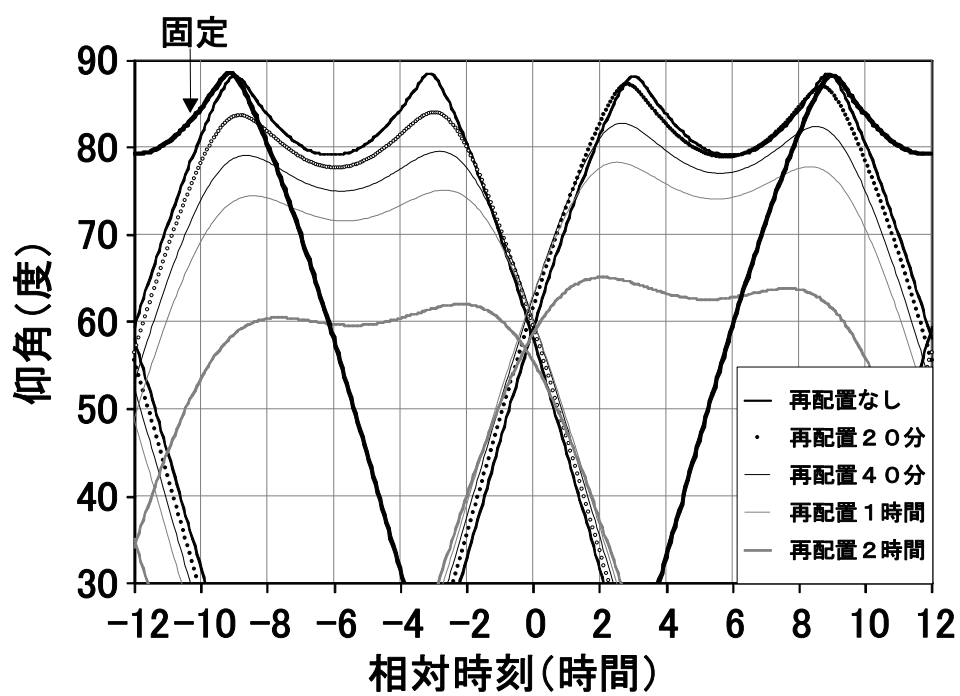


図6. 18 2機の衛星の位相間隔が180度の場合の再配置効果

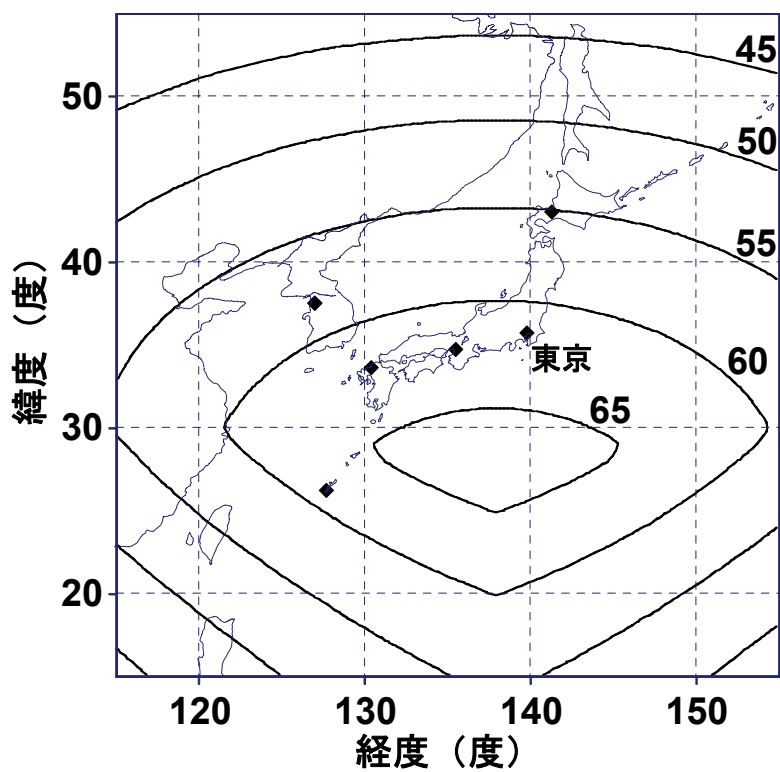


図6. 19 4機均等配置中1機故障で再配置後の最低仰角

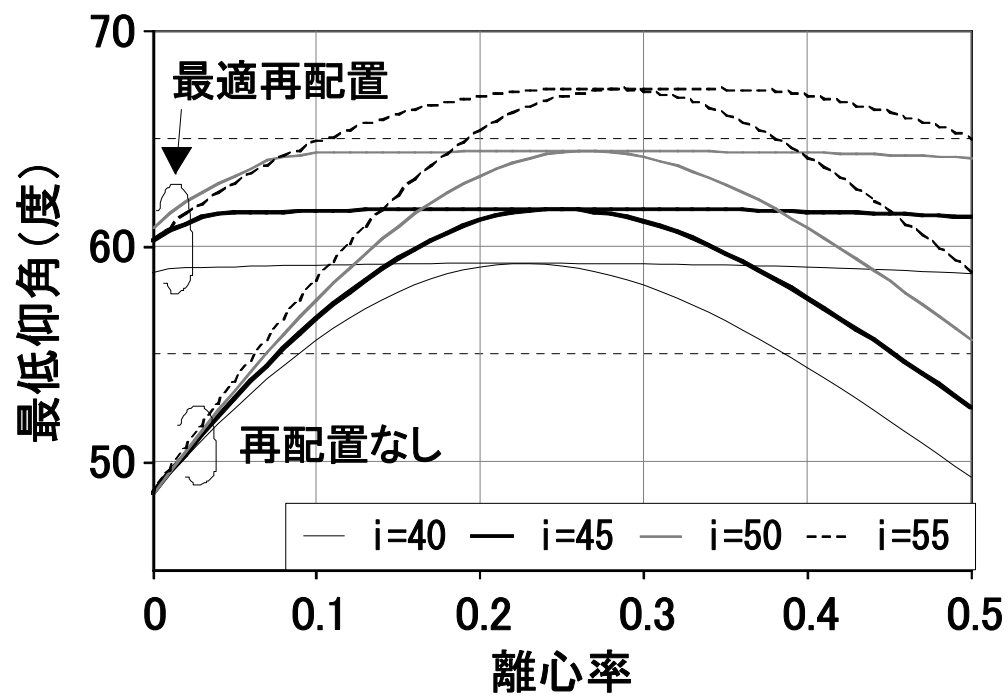


図6. 20 4機中1機故障時の最低仰角と軌道傾斜角、離心率との関係

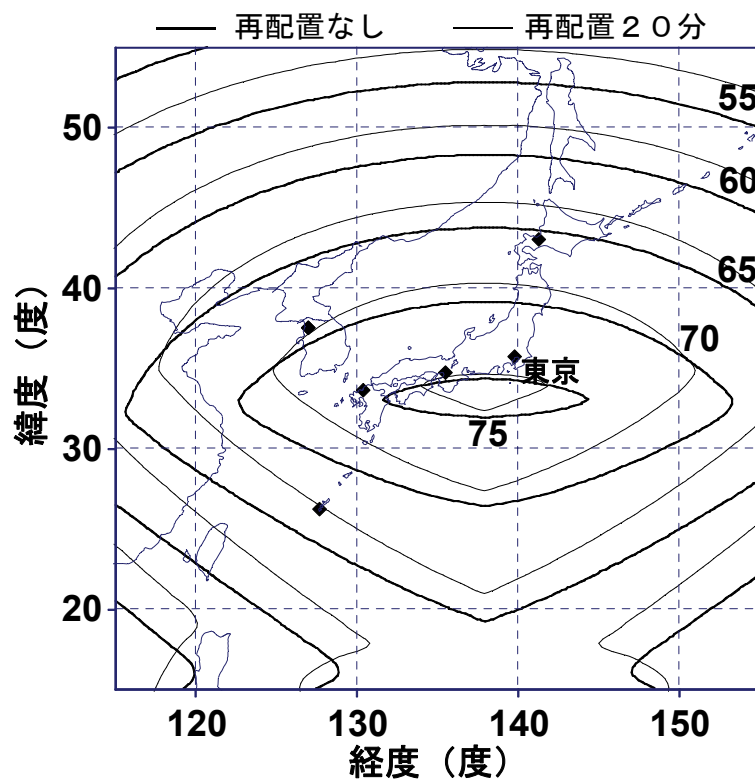


図6. 21 5機中1機故障時の最低仰角

6. 2. 2. 3 現用予備衛星配置方法による効果の比較

予備衛星配置方法とその効果について表 6. 2 にまとめた。全ての予備衛星について、通常時から現用予備として使用することを前提としている。配置方法欄の記号は、図 6. 1 4 における配置方法を示す記号に対応する。通常時の仰角特性については、平均仰角や 80 度以上の時間率などに基づいて比較している。ただし、広域分布性など、測位サービスの観点での仰角特性については考慮していない。

予備衛星を含め 4 機でシステムを構成する場合には、いかなる場合にも準天頂衛星として利用可能な水準まで仰角特性を復旧させる方法はない。1 衛星故障時にも最低仰角 60 度以上確保を目的とするのであれば、4 衛星均等配置にした上で、復旧時に再配置を行う必要がある。予備衛星を含めて 5 機の場合には、均等配置にすれば 1 衛星故障時にも 70 度を超える高仰角が確保できる。いずれの均等配置においても、離心率を大きくすれば軌道の交差点でのハンドオーバー条件を満たすが、最低仰角は向上しない。通常時に常に 80 度以上の仰角を得るためには、軌道傾斜角を 43~44 度程度にすればよいことがわかる。1 衛星故障時の最低仰角は多少下がるものの、4 機構成のシステムにおいて 60 度、5 機構成のシステムにおいて 70 度の最低仰角を確保することができる。

表 6. 2 現用予備衛星の配置方法とその効果

衛星数 基本+予備	配置 方法	会合点 ハンド オーバ	軌道 傾斜角 (度)	離心率	通常時 最低仰角 (度)	仰角 特性 向上	1 衛星故障 最低仰角 (度)	再配置後 最低仰角 (度)	復旧 度合	備考
3	—	○	45.0	0.100	79.1	—	30.6	38.9	×	基本配置 (予備なし)
3 + 1	(a)	○	45.0	0.100	79.1	×	79.1 30.6	— 38.9	◎ ×	確率 2/4 確率 2/4
3 + 1	(b)	○	45.0	0.100	79.1	△	79.1 56.6 30.6	— 61.6 38.9	◎ △ ×	確率 1/4 確率 2/4 確率 1/4
4	(c)	×	45.0	0.100	79.1	△	56.6	61.6	△	
4	(c)	○	45.0	0.135	79.1	△	58.7	61.7	△	
4	(c)	○	40.4	0.104	84.3	◎	55.9	59.3	×	
3 + 2	(d)	○	45.0	0.100	79.1	△	79.1 56.6	— 61.6	◎ △	確率 3/5 確率 2/5
3 + 2	(e)	○	45.0	0.100	79.1	○	79.1 56.6	— 61.6	◎ △	位相差±60 度 確率 3/5 確率 2/5
3 + 2	(e)	○	45.0	0.100	79.1	○	79.1 64.8	— 68.5	◎ △+	位相差±80 度 確率 2/5 確率 3/5
5	(f)	×	45.0	0.100	79.1	○	71.0	74.1	○	
5	(f)	○	45.0	0.151	79.1	○	73.5	74.2	○	
5	(f)	○	38.6	0.105	86.2	◎	68.1	69.7	△+	
3 + 3	(g)	○	45.0	0.100	79.1	×	79.1	—	◎	
3 + 3	(h)	○	45.0	0.100	79.1	○	79.1	—	◎	位相差 60 度
3 + 3	(h)	○	45.0	0.100	81.0	◎	79.1	—	◎	位相差 37 度

6. 2. 3 パーキング軌道の利用可能性検討

前節で検討したように、現用予備衛星として運用軌道上に配置する場合、完全復旧を前提とすれば3機の予備衛星が必要になる。完全冗長となりコストは大幅に増大する。

低高度円軌道などのパーキング軌道に予備衛星を配置しておけば、衛星故障時に比較的柔軟に目的軌道に投入することが可能である。しかしながら、最終的に目的軌道に投入する段階では比推力の大きいロケットのエンジンは使えず、衛星の推進系で軌道変換を行う必要があるため、効率が低下する。また、燃料タンクの増設など、衛星の設計変更が必要になる場合もある。軌道制御量と復旧所要時間はトレードオフ関係にあり、摂動を利用して制御量を節約するようなパーキング軌道を使うと、復旧に数ヶ月かかることになる。想定されるパーキング軌道の種類と、軌道投入方法、軌道投入のための制御量に関して評価する。

準天頂衛星の予備衛星を配置可能なパーキング軌道として、低高度円軌道または静止軌道が想定される。パーキング軌道を利用した場合の制御量の増加分を評価するために、目的の準天頂衛星軌道に直接投入の場合の制御量についても評価を行った。

6. 2. 3. 1 目標軌道への直接投入方法と投入可能衛星重量

以下の解析では、軌道投入に使用するロケットとして、DELTA IV-M+(5,4) [30] を仮定した。他のロケットを使用した場合には絶対的な軌道投入重量は異なるが、以下の各種方法に対する投入重量比率はおおよそ等しいと考えられる。ロケットで最初に投入されるパーキング軌道は高度 185km の円軌道とし、衛星搭載推進系の比推力は 310 秒と仮定した。

直接投入の場合のシーケンスを図 6. 2 2 に示す。目的の昇交点赤経をもち軌道傾斜角が 45 度であるパーキング軌道に投入された後、最南点に達したときにロケットエンジンの再着火を実施し、遠地点を準天頂軌道の遠地点高度まで引き上げて、ロケットを切り離す。その後トランスファ軌道を何回か周回した後、遠地点で衛星搭載推進系を使って加速し、近地点を引き上げて目的軌道に投入する。

DELTA IV-M+(5,4)を使って衛星を直接目標の軌道に投入した場合、目標軌道上での実効的な初期衛星重量は 3,650kg となる。この値がこの後の全ての評価の基準となる。

6. 2. 3. 2 パーキング軌道利用時の投入可能衛星重量と復旧所要時間

① 傾斜角 45 度 LEO パーキング軌道

予備衛星の配置軌道として、準天頂衛星と等しい軌道傾斜角の LEO（低高度地球周回軌道）パーキング軌道が提案されている [31]。この軌道に予備衛星を配置しておき、衛星故障時には、地球の扁平による摂動を利用して昇交点赤経が目的の値に達するまで待ち、その後に軌道高度を上げて目的軌道に投入するものである。

地球の扁平による昇交点赤経の永年摂動は 3. 1 1 式で表されるが、LEO パーキング軌道の高度が 500km の場合、昇交点赤経の変化率は 1 日あたり 5.4 度である。高度 700km で 4.9 度、1,000km で 4.2 度、2,000km では 2.7 度まで低下する。予備衛星待機用パーキング軌道を経由して目的の軌道に投入した場合、投入可能な衛星重量は約 3,000kg となる。直接投入と比較して十数%の重量低下となる。LEO 高度を変えても、投入可能重量はほとんど変わらない。したがって、昇交点赤経合わせの待ち時間を短くするため、LEO 高度を低めにとった方がいい。一方で高度が低すぎると大気抵抗によって軌道高度が落ちてしまうため、パーキング軌道としては高度 700km 程度が適当である。この場合、昇交点赤経を合わせるためには最大で 73 日待つ必要があり、復旧に 2 ヶ月半以上かかることになる。

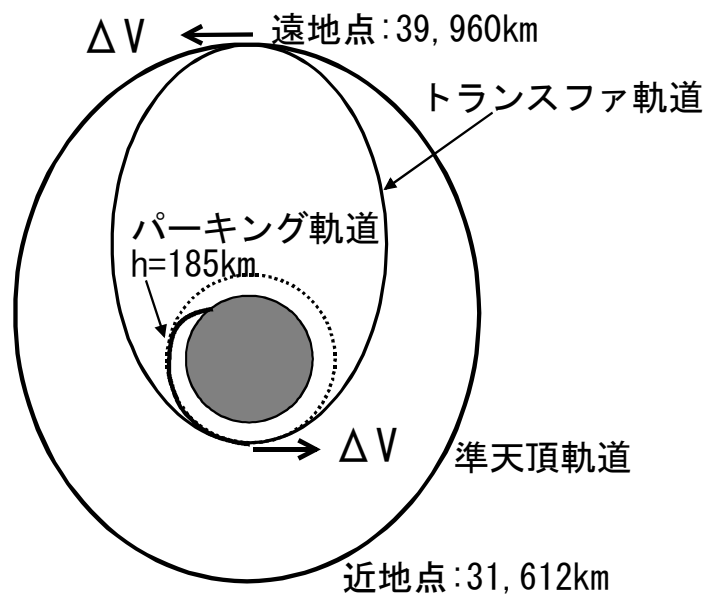


図 6. 2 2 準天頂衛星軌道への直接軌道投入シーケンス

② 静止軌道パーキング

準天頂軌道上から軌道面を変更する場合には、70 度以上の大角度の軌道面変換が必要となる場合があるが、静止軌道からの場合は常に 45 度の軌道面変換で済む。しかしながら、当初の静止軌道投入時と合わせて 2 度の軌道面変換を行うため、実効的に投入可能な衛星重量は 1,150kg にとどまり、現実的ではない。

③ 赤道上空 LEO パーキング軌道

軌道傾斜角 45 度のパーキング軌道を用いた場合には、軌道面合わせに時間がかかることになり、急いで無理やり軌道面を変えようとする大角度の軌道面変換が必要になるが、赤道上空の LEO パーキング軌道に配置しておけば、いつでも 45 度の軌道面変換で速やかに目的軌道に投入することが可能になる。

赤道上空を周回中に、目的軌道の昇交点または降交点に達したときに遠地点引き上げ制御を実施する。そうすることにより目的軌道面上に遠地点がくることになる。ここで軌道面変換を行うと同時に近地点を引き上げ、その後目的の離心率に合わせる制御を行う。この方法では、2～3 日程度で復旧が可能である。

この方法での軌道投入可能重量は、約 1,950kg であり、直接投入の場合の約半分になる。

④ 赤道上空 LEO パーキング軌道からのスーパーシンクロナストランスファ

スーパーシンクロナストランスファとは、目的軌道よりも高い遠地点をもつトランスファ軌道にいったん投入し、軌道速度が極端に低下する遠地点で軌道面変換を行い、その後遠地点を引き下げる方法である。制御シーケンスは、以下のとおりである。目的の昇交点赤経に相当するところで遠地点を過剰に引き上げ、遠地点で軌道面変換をすると同時に近地点を準天頂衛星の近地点高度まで引き上げる。遠地点を引き下げていったん円軌道とし、最南点で加速して遠地点を引き上げ、目的軌道に投入する。

スーパーシンクロナストランスファを使えば、実効重量を増加させることができる可能性がある。トランスファ軌道の遠地点高度を変化させながら制御量を評価したところ、300,000km 程度までであれば遠地点高度を高くとればとるほど制御量が少なくなることがわかった。この方法を使えば、軌道投入可能重量は、約 2,050kg となり、赤道上空 LEO パーキング軌道から普通に投入するよりも、100kg 程度の衛星重量増が可能になる。ただし復旧に要する時間は③よりも数日余分にかかる。

以上の4つのケースについて、パーキング軌道への予備機の配置と、衛星故障時に目的軌道に投入する軌道制御の方法について検討したが、明確に優れた方法はないということが明らかになった。

どこに予備衛星を配置すべきかについては、提供するサービスの重要性和復旧の緊急性に依存する。重要なミッションであればコストがかかっても3機の現用予備衛星を配置すべきであり、数日の猶予があれば、2倍の打ち上げ能力を持つ大型のロケットでキックモータ付きの予備機を赤道LEO軌道に配置するのがよい。10日程度で復旧を目指すなら、予備機を赤道LEO軌道に配置し、スーパーシンクロナストランスファで投入することもできる。3ヶ月程度待てるなら、傾斜角45度のLEOパーキング軌道が適当である。もっと待てるなら、地上予備として保管し、故障後に打ち上げる方法もある。

第7章 結論

本研究では、衛星を用いた移動体通信サービスや測位サービスの際に課題となる、都市部において建物等で電波が遮蔽されるブロッキング問題を解消するために有効な、準天頂衛星ネットワークシステムについて、その衛星軌道に関する検討を実施した。

準天頂衛星ネットワークシステムと類似の軌道を用いた、高仰角の通信サービスを提供するための軌道配置については、古くから提案はされているものの、ほとんどが数値シミュレーション等によって導出された最適な軌道配置を示したものであり、この軌道配置に関して系統的な研究は行われていなかった。

準天頂衛星ネットワークシステムの軌道保持制御に関しても、軌道保持制御に必要なとなる制御量が非常に多いであろうという指摘や、移動衛星なので摂動で軌道が変わっても放置してしまえばいいという程度の論調であり、具体的に検討されていなかった。近年では、軌道計算ソフトがいくつか開発されて販売されており、衛星の軌道要素を与えれば長期的な摂動の状況などを数値計算できるものの、得られるのは全ての摂動要因を合成した結果であり、それがどのような要因で生じているのかは知ることができず、それゆえに摂動で生じた軌道要素の変動を元に戻すという過剰な軌道保持制御を行うことになる。

以上の状況を踏まえて、準天頂衛星ネットワークを構成する衛星が投入される傾斜同期軌道の運動そのものや、3機から4機で構成される衛星ネットワークシステム全体としての軌道配置と仰角特性、傾斜同期軌道にはたらく摂動力やそれによる軌道要素の変化への寄与などについて、数値シミュレーションに頼るのではなく、基本原理に基づいて定式化可能なものは解析的に導出し、定式化できないものについても物理原則に基づいて挙動を定性的に把握する研究を実施することは、最適化の見通しを得る上でも非常に重要である。

本論文の第2章では、最初に高仰角を実現する衛星ネットワークシステムの現状を述べ、日本などの中緯度地域において高仰角で移動体通信などを提供する、衛星ネットワークシステムが実現していないことを指摘した。日本付近では、傾斜同期軌道に3機の衛星を配置する準天頂衛星ネットワークシステムが有効であることを説明し、その軌道の概要とネットワークシステムとしての特徴、移動体通信ネットワークシステムの構成例を示した。さらに、官民連携で準天頂衛星ネットワークシステムを実用化するプロジェクトが立ち上

げられるまでの経緯を示した。

準天頂衛星ネットワークシステムの原型となるような、傾斜同期軌道を用いた複数機の衛星で構成される高仰角の衛星ネットワークシステムが 1970 年代から提案されていたが、軌道配置の概念提案にとどまり、系統的な研究は行われていなかった。特に軌道制御に関しては、静止軌道の 3 倍の制御量が必要という概算的な見積りはあったものの、正確に軌道保持制御量が評価されておらず実現性に疑問がもたれていた。

第 3 章では、本論文での軌道研究の前提となる、衛星の軌道要素や軌道運動の概念を提示するとともに、軌道保持制御の検討の前提となる摂動要因を分析し、準天頂衛星ネットワークシステムが利用する傾斜同期軌道に対する摂動力の寄与度を求め、各軌道要素への摂動の現れ方の解明や数式の導出を行った。また、摂動力による各軌道要素の時間微分を示すガウスの方程式を変形し、軌道制御の増速量 (ΔV) と軌道要素への寄与を定性的に理解可能な形にし、軌道制御方法の見通しがつけられるようにした。

第 4 章では、最初に円軌道の傾斜同期軌道について、その運動を定式化し、地球上に描く 8 の字軌跡の定式化、すなわち衛星直下点の緯度および中心経度からの経度変位を求める数式を導出した。次に、軌道傾斜角を変化させながら、仰角の時間変化や衛星の直下点軌跡を求め、直下点軌跡の中心線上の地点においては、ハンドオーバーを行う最北点通過 ± 4 時間の時点もしくは最北点通過時に仰角が最低となるという見通しを得た。その上で、最適化地点の緯度を与えたときに最適軌道傾斜角を求めるための数式を導出した。この結果として、3 機構成の円軌道では、緯度 38 度以上の地域に対して 70 度以上の最低仰角が確保できないということを明らかにした。広がりを持つエリアに対する最適化方法についても検討を行い、軌道傾斜角をパラメータとして一定以上の最低仰角を実現できる緯度範囲および経度幅を求め、これらの図を読むことで、目的のサービスエリアに対するおおよその最適パラメータを推定できるようにした。

日本付近を対象にした場合については、数値シミュレーションによって最適軌道パラメータを求めた。その結果、3 機構成の場合には関東から北九州にかけて仰角 70 度以上、4 機構成の場合には本土 4 島でほぼ仰角 70 度以上を確保できることを示した。

楕円軌道に関しては、まずは近地点引数を 0 度または 180 度に限定し、日本とオーストラリアのように南北両半球でサービスエリアの経度に差がある場合に、最適な離心率を与

えることで双方の最低仰角特性を両立できることを示した。また、最適パラメータを概算できる経験式を導出した。

北半球に特化して非常に高い最低仰角を実現できる、近地点引数 270 度の軌道について、離心率をパラメータとしてアクティブアークの直下点軌跡の広がり进行评估した。この結果として、離心率 0.1 から 0.3 の広い範囲で、サービスエリアの中心に対しておおよそ 80 度以上の最低仰角が得られることがわかり、サービスの目的に応じて軌道を最適化する際のパラメータ選定の自由度が高いということを示した。近地点引数 270 度の軌道配置に関しては、離心率を適切に選ぶことにより、地上から見て同一位置、すなわち地上局の指向性アンテナの同一ビーム内でハンドオーバーが可能になることを示し、その条件を満たす軌道パラメータを読み取ることができる図を示した。

2003 年に官民の連携によって開始された準天頂衛星プロジェクトは、当初は通信ミッションと測位ミッションの相乗りのプロジェクトであったことから、通信ミッションにおいては、本研究の成果として提案した、地上から見て同一位置でハンドオーバーが可能となる衛星配置の有効性が認められ、実用準天頂衛星ネットワークシステムの衛星配置の最有力候補となった。

第 5 章では、準天頂衛星ネットワークシステムのネットワーク構成を維持するために必要な衛星軌道保持制御量に関して、詳細な検討を行った。

最初に、静止軌道の軌道を保持する場合の 3 倍程度必要と考えられていた準天頂衛星ネットワークシステムの軌道保持制御量について、詳細な評価を行った。最大の摂動力となる地球の扁平の効果による昇交点赤経の変化に対しては、個別の衛星について保持制御を行うのではなく、ネットワークシステムのミッション要求条件とネットワークの幾何学的配置を考慮して、衛星高度の調整で地球に対する相対的な軌道面を保つことで、変化を補正する軌道保持制御が不要となることを示した。また、0.2 以下の小さな離心率の軌道を選べば、地球の扁平の効果による近地点引数の変化に対する制御を含めても、静止衛星と同程度以下の制御量で軌道保持ができることを明らかにした。このことにより、準天頂衛星ネットワークシステムの実現可能性が示された。そして、準天頂衛星ネットワークシステムの実用化開発に向けて大きく前進することとなった。

円軌道の場合の軌道保持制御量に関しては、月および太陽の重力による摂動を解析式で求め、必要な軌道保持制御量は軌道の昇交点赤経に依存することを明らかにした。また、

月の重力による摂動が月の軌道面法線の歳差運動によって変化することを明らかにし、赤道面に対する月の軌道面のなす角度が最大になるときに、必要な軌道保持制御量が多くの上昇交点赤経に対して最大になることを明らかにした。月および太陽の重力による上昇交点赤経の摂動に対しては、3衛星に共通の成分が大きく、地球の扁平による摂動の場合と同様に共通成分をドリフトさせることで、軌道制御量が大幅に削減できることを示した。また、初期軌道投入時の上昇交点赤経を最適に選択することにより、円軌道の場合には、寿命として想定した10年間の平均制御量は静止軌道における南北制御の制御量の約半分で済むことがわかった。

楕円軌道の場合の軌道保持制御量に関しては、離心率および近地点引数の制御が加わる。離心率が小さくおよそ0.2以下の場合には、これらの軌道面内制御量は離心率に比例し、一方で軌道面外制御は離心率にあまり依存しないということを示した。離心率0.2の場合に必要な軌道保持制御量は静止衛星とほぼ同じで、離心率がおよそ0.2以下の傾斜同期軌道を用いる準天頂衛星ネットワークシステムについては、軌道保持制御を行う際の運用制限を一切設けないという前提においては、軌道制御の観点では実用上問題がないことが確認された。

さらに、実用システム開発開始時における候補軌道の軌道保持制御量について評価を行った。実用システムにおいては、軌道保持制御が可能な軌道上位置が近地点および上昇交点、降交点に限定されることや軌道半径方向の制御ができないことなどの制約がある。これらの制約により必要な軌道保持制御量が増加し、離心率0.1の場合で静止衛星と同程度、離心率0.21の場合では静止衛星の軌道制御の1.6倍以上の制御量が必要であることが判明した。この結果として、この制約条件下では、離心率が0.2以上の軌道は実用には向かないことが示された。

通信ミッションと測位ミッションの相乗りによる準天頂衛星ネットワークシステムの場合には、通信ミッションにおける同一位置でのハンドオーバーの要求と、測位ミッションにおける軌道保持制御間隔の拡大を両立する必要がある。本研究に基づいて提案した軌道に対して測位ミッション側からは、地上から見て同一位置でのハンドオーバーを実現するために必要となる、頻繁な軌道制御が問題視された。この問題に関しても、本研究によって解決の方向性が示された。通常の軌道保持制御方法では4日に1回の制御が必要になるが、本研究で提案する接近距離指標パラメータを導入して軌道保持制御計画を立てることにより、40日に1回程度まで軌道保持制御間隔を広げることが示された。なお、この研究の過程

において、軌道長半径の摂動の現れ方については静止軌道の場合とほぼ同じであり、それに伴う平均近点離角の変動に対する軌道保持制御方法については、静止軌道の東西制御と同じ考え方で対応できることが明らかになった。また、各軌道要素の1年間の動きを明らかにしたことで、衛星の運用者が軌道保持制御の計画立案をするために有効なデータが提示された。

測位単独ミッションにおいては、軌道保持に関する要求条件が緩いことから、軌道保持制御の簡略化と必要な軌道保持制御量の削減について検討した。その結果、12年の設計寿命の場合には、摂動により6年後にノミナル軌道に到達するように初期投入軌道を設計すれば、軌道長半径と平均近点離角以外の変化を放置しても問題がないことが示された。この結果、必要な軌道保持制御量は約1 m/s/年で、通常の軌道保持制御の約50分の1で済み、軌道保持制御間隔も約400日まで延ばせる可能性がある。

第6章においては、軌道に関連する衛星ネットワーク運用について検討した。

同一位置でのハンドオーバを可能とする軌道においては、2機の衛星が軌道の交差点に同時刻に到達してハンドオーバを行うことになるため、完全に理想的な軌道に配置された場合には衛星衝突が起こる。この問題が解決できなければ、信頼性が要求される実用ミッションにおいて、本論文で提案した軌道配置を適用できない。これを回避するために、軌道交差点通過前後の衛星の軌道運動について評価し、ノミナルハンドオーバ時刻における2機の衛星の経度変位の差を水平最接近距離の指標とし、ノミナル交差緯度における2機の衛星の垂直高度差を最接近距離の指標とすることで、衝突回避を考慮した軌道設計と軌道保持制御が安全確実に、しかも容易に、衛星衝突リスクのない運用ができることを明確にした。

衛星故障時のネットワーク構成復旧制御方法についても検討を行い、衛星の再配置や現用予備衛星の配置、パーキング軌道に配置した衛星を故障衛星と同じ軌道に投入する方法などを比較評価した。基本的には、3機の現用予備衛星を配置する以外に有望な解決方法がないことが判明した。しかしながら、提供するサービスの重要性や復旧の緊急性、仰角低下の許容度などを考慮して、予備衛星の配置方法やネットワーク構成復旧運用方法などを検討するための指針を示した。

以上の研究の結果、以下のことが実現できた。

- ・準天頂衛星ネットワークシステムの衛星配置の最適化を行う際に、数値シミュレーションによる試行錯誤に頼らなくても、概略の最適軌道を導出できるようになった。
- ・近地点引数 270 度の北半球に適した軌道配置に関しては、幅広い軌道パラメータでほぼ 80 度以上の仰角が得られることがわかり、衛星ミッションの性質に応じた軌道設計の自由度が高まった。
- ・離心率がおおよそ 0.1 以下の軌道については、従来考えられていた軌道保持制御量の問題、具体的には、軌道保持制御に静止衛星の場合の約 3 倍の制御量が必要で実用化が困難とされていた懸案を解決できた。
- ・軌道制御量を考慮した実用衛星の初期軌道設計のための指針が得られた。
- ・軌道保持制御方法の確立と、軌道制御計画立案のための基礎となる指標パラメータの導入により、準天頂衛星ネットワーク全体としての軌道保持制御運用のための道筋をつけた。

官民連携による準天頂プロジェクトの開始当初においては、本研究の成果に基づいて、本研究で提案した軌道配置を適用する方向で設計が進められた。しかしながら、民間側の事業化断念を受けて、国による測位ミッション単独の実証衛星に変更になったことで、本研究の成果が全面的に適用されることは当面なくなった。とはいえ、新たに立ち上げられた測位ミッション単独の準天頂衛星プロジェクトにおいても、随所で本研究の結果として得られた知見が活用されている。

本研究以前は、準天頂衛星を配置する傾斜同期軌道の軌道保持制御運用は全く行われておらず、軌道保持技術の確立は重要な課題であった。本研究により、傾斜同期軌道にはたらく摂動と軌道要素に与える効果を明確にしたことで、静止衛星と同様に軌道保持制御運用ができる点や、静止軌道との相違点がどこにあるかということを明確にし、軌道保持制御計画の立案方法を確立した。このノウハウは、実際の衛星運用において必要不可欠なものである。

また、単に各衛星の軌道を保持制御するということではなく、ネットワーク全体としての保持制御が必要で、それにより軌道制御量が削減できるという知見は、実用衛星においても活用されるものである。特に昇交点赤経をドリフトさせる運用や、衛星を最初に投入する昇交点赤経の最適化などは実際に活用されている。実証衛星は当面 1 機だけで、実験の結果を見て 2 機目以降を打ち上げるという計画であることから、初号機と 2 号機以降の衛星の運用期間に 5 年以上の差が生じる。初号機の寿命を延ばすために、必要な軌道保持

制御量が特に少なくてすむ昇交点赤経に投入されるなど、この研究による知見が活用されている。

本研究で得られた知見を活用して、測位ミッションを対象とした準天頂衛星ネットワークシステムの設計とそれに続く衛星開発およびシステム開発が実施され、2010年9月には準天頂衛星初号機「みちびき」が打ち上げられた。現在は1機のみで、ネットワークとしての軌道保持制御は実施されていないが、3機そろった段階では本研究成果による軌道保持制御技術が有効に活用される見通しである。また、今後新たな準天頂ネットワークシステムを開発する際には、本研究成果および研究途上で得られた知見が幅広く役立つものと期待される。

謝辞

本論文を執筆するにあたり、皆様よりさまざまなご助言やご協力をいただきました。ここに深く感謝の意を表したいと思います。

主任指導教員の電気通信大学大学院情報システム学研究科客員教授の岡田和則先生には、論文の内容のみならず、執筆上の要点や事務手続きに至るまで、さまざまな要件に関してご指導およびお力添えをいただきました。

電気通信大学大学院情報システム学研究科教授の加藤聰彦先生、指導教員の電気通信大学大学院情報システム学研究科教授 長岡浩司先生、同じく電気通信大学大学院情報システム学研究科准教授 大坐畠智先生におかれましては、本研究の内容、論文の取りまとめ方、研究内容の整理などについての的確にご指導およびご助言をいただきました。

電気通信大学大学院情報システム学研究科 本多弘樹教授、および電気通信大学大学院情報システム学研究科 小川朋宏准教授には、本論文の取りまとめにあたり有用なご助言をいただきました。

ご指導をいただきました先生方に深く感謝いたします。

参考文献

- [1] JAXA | 技術試験衛星 V 型「きく 5 号」(ETS-V) ,
"http://www.jaxa.jp/projects/sat/ets5/index_j.html". (オンライン)
- [2] N-STAR 衛星携帯・自動車電話システム,
"<http://www.interq.or.jp/blue/rhf333/N-STAR.HTM>". (オンライン)
- [3] N. Obara, K. Tanaka, S. Yamamoto, and H. Wakana, "Land mobile satellite propagation measurements in Japan using ETS-V satellite", IMSC'93, pp313-318, June 1993.
- [4] H. Wakana, N. Obara, K. Tanaka, S. Yamamoto, and N. Yoshimura, "Fade statistics measured by ETS-V in Japan for land-mobile satellite communication system", Electronics Letters, vol.32, no. 6, pp. 518-520, 1996.
- [5] R. J. Leopold, "Low-earth orbit global cellular communications network", Mobile Satellite Communication Systems Conference, Aug. 1990.
- [6] E. F. Tuck et. al., "The CALLING network: a global wireless communication system", International Journal of Satellite Communications, vol.12, no.1, pp.45-61, 1994.
- [7] Y. Karasawa, K. Kimura, K. Minamizono, "Analysis of Availability Improvement in LMSS by Means of Satellite Diversity Based on Three-State Propagation Channel Model", IEEE TRANSACTION ON VEHICULAR TECHNOLOGY, Vol. 46, No. 4, pp. 1047-1056, Nov. 1997.
- [8] A. Leick, "GPS Satellite Surveying", New York: Wiley, 1990.
- [9] M. Tanaka, K. Kimura, S. Kawase, H. Wakana, "Applications of the figure-8 Satellite System", SPACE COMMUNICATIONS, Vol. 16, No.4, pp. 215-226, Apr. 2001.
- [10] 二川憲夫、木村和宏、「通信・放送・測位を融合する日本独自の準天頂衛星技術」、電子情報通信学会誌、Vol.87、No.5、pp.402-406、May 2004.
- [11] E. Morikawa, R. Miura, Y. Matsumoto, K. Kimura, Y. Arakaki, S. Ohmori, H. Wakana, "Communication and Radio Determination System Using Two Geostationary Satellites Part I: System and Experiments", IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS, Vol.31, No.2, pp.784-794, Apr. 1995.

- [12] K. Kimura, E. Morikawa, S. Kozono, N. Obara, and H. Wakana, "Communication and Radio Determination System Using Two Geostationary Satellites PartII Analysis of Positioning Accuracy ", IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS, Vol.32, No.1, pp.314-325, Jan. 1996.
- [13] 木村和宏、馬場内隆男、野中和明、若菜弘充、「COMETSを用いた通信実験実施のための軌道変更計画」、第42回宇宙科学技術連合講演会、Oct. 1998.
- [14] 有本好徳、浜本直和、川瀬成一郎、下世古幸雄、飯田尚志、「非静止衛星を利用した移動体通信ミッションの可能性」、電子情報通信学会技術報告、SANE89-9、1989.
- [15] 木村和宏、「45度傾斜同期衛星における軌道制御量の評価」、第36回宇宙科学技術連合講演会、2C11、1992.
- [16] S. Urasaki et. al., "Inclined GEO satellite communication system with deployable phased array antennas", 48th International Astronautical Congress, IAF-97-M.3.06, 1997.
- [17] 生田宏二郎、山口慶剛、近藤賀代子、小藺江正幸、加藤忠義、泉田利行、「非静止衛星を用いたモバイル衛星のシステム検討」、電子情報通信学会技術報告、SANE98-98、1998.
- [18] J. R. Stuart, J. A. Norbury, and S. K. Barton, "Mobile satellite communications from highly inclined elliptic orbits", 12th AIAA CSSC, AIAA-88-0848, 1988.
- [19] 大内智晴、有本好徳、川瀬成一郎、「移動体衛星通信方式」、電子情報通信学会誌、Vol.79、 No.4、 pp.344-349、1996.
- [20] 高橋正人、田中正人、小原徳昭、木村和宏、川瀬成一郎、「測位衛星電波の遮蔽を利用した高仰角衛星の見通し率の評価方法」、電子情報通信学会技術報告、SAT98-32、1998.
- [21] 山本伸一、三浦周、小原徳昭、池田満久、若菜弘充、「通信放送技術衛星 (COMETS) を用いた高仰角陸上移動伝播特性」、電子情報通信学会技術報告、SAT98-100、1999.
- [22] 田中正人、木村和宏、森川栄久、三浦周、川瀬成一郎、山本伸一、若菜弘充、「8の字衛星システムの利用技術」、電子情報通信学会技術報告、SAT99-10、1999.
- [23] 進士昌明、黒瀬泰之、「国内通信衛星軌道配置の一方法」、昭和44年電子通信学会全国大会、No.1205、1969.
- [24] 高橋耕三、「人工衛星の軌道とそれに適したミッション」、電波研究所季報、Vol18 No.97、1972.

- [25] SIRIUS Satellite Radio - Everything worth listening to is now on SIRIUS
"<http://www.sirius.com/>". (オンライン)
- [26] 準天頂衛星初号機「みちびき」
"http://www.jaxa.jp/projects/sat/qzss/index_j.html". (オンライン)
- [27] Marcel J. Sidi, "Spacecraft Dynamics and Control -A Practical Engineering Approach-",
Cambridge University Press, 1997.
- [28] B. N. Agrawal, "Design of Geosynchronous Spacecraft", Prentice-Hall, Inc., 1986.
- [29] 河野功、「準天頂衛星システムの衛星群軌道設計と GPS 補強効果」、日本航空宇宙
学会論文誌、Vol.51、No. 593、pp. 307-313、2003.
- [30] "Delta IV Payload Planners Guide", MDC 00H0043, The Boeing Company, Oct. 2000.
- [31] 青山順一、「LEOパーキング軌道を用いた準天頂衛星の軌道投入」、第46回宇宙
科学技術連合講演会、3C1、2002.

関連論文

(1) Kazuhiro Kimura

論文題目 「Elevation properties of a Quasi-zenith Satellite System using circular orbits」

平成16年 8月 IEICE TRANSACTIONS ON COMMUNICATIONS

Vol.E87-B, No.8, pp.2142-2151 (本文第4章)

(2) Kazuhiro Kimura

論文題目 「Simplification of Orbit Maintenance for Navigation Mission of Quasi-Zenith Satellite System」

平成19年 4月 25th AIAA International Communications Satellite Systems

Conference, No.3188 (本文第5章)

(3) Kazuhiro Kimura

論文題目 「Satellite Collision Avoidance in Quasi-Zenith Satellite Constellation with Orbit Intersections at Hand-over Points」

平成16年 6月 International Symposium on Space Technology and Science

2004, No.f-17 (本文第6章)

参考論文

1. Kazuhiro Kimura, Keizo Inagaki, and Yoshio Karasawa
論文題目「Double-Layered Inclined Orbit Constellation for Advanced Satellite Communications Network」
平成 9 年 1 月 IEICE TRANSACTIONS ON COMMUNICATIONS, Vol.E80-B, No.1, pp.93-102
2. Kazuhiro Kimura, Eihisa Morikawa, Shinichi Kozono, Noriaki Obara, and Hiromitsu Wakana
論文題目「Communication and Radio Determination System Using Two Geostationary Satellites Part II Analysis of Positioning Accuracy」
平成 8 年 1 月 IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS, Vol.32, No.1, pp.314-32
3. Masato. Tanaka, Kazuhiro Kimura, Seiichirou Kawase, Hiromitsu Wakana
論文題目「Applications of the figure-8 Satellite System」
平成 13 年 4 月 SPACE COMMUNICATIONS, Vol. 16, No.4, pp. 215-226, Apr. 2001
4. 森川容雄、伊東宏之、石田等、木村和宏、浜真一、高幣謙一郎、待鳥誠範、沼田泰明、北山光政
論文題目「準天頂衛星搭載水素メーザ原子時計の機能確認モデル開発」
平成 17 年 1 月 電子情報通信学会論文誌 B、Vol.J88-B, No.1, pp.167-174
5. 高橋 靖宏、藤枝 美穂、雨谷 純、横田 勝一郎、木村 和宏、伊東 宏之、浜 真一、森川 容雄、河野 功、小暮 聡
論文題目「準天頂衛星利用測位システムの時刻管理計画」
平成 17 年 8 月 電気学会論文誌 C 、Vol.125, No.8, pp.1209-1216

- 6 . Kazuhiro Kimura, Yasuhiro Takahashi, Jun Amagai, Miho Fujieda, Shoichiro Yokota,
Hiroyuki Ito, Shin'ichi Hama, Takao Morikawa, Isao Kawano, Satoshi Kogure
論文題目 「Development of Time Management System for Navigation Mission of
Quasi-Zenith Satellite System」
平成 1 7 年 9 月 23rd AIAA International Communications Satellite Systems
Conference, No.I000110