

調 査

周回衛星を利用した衛星通信システムの動向

有本 好徳*¹ 下世古幸雄*² 飯田 尚志*²

(平成元年11月20日受理)

A SURVEY OF COMMUNICATION SATELLITE SYSTEMS
USING NON-GEOSTATIONARY ORBITING SATELLITES

By

Yoshinori ARIMOTO, Sachio SHIMOSEKO, and Takashi IIDA

A survey is made about research and development of communication satellite systems using non-geostationary orbiting satellites. These systems adopt specific orbits in order to optimize the system requirements. This paper summarizes developing programs in Europe and USA, such as ARCHIMEDES, LOOPUS, SYCOMORES, ACE, STET, MAILSTAR, MSS, Amateur satellite.

1. はじめに

衛星開発の初期においては、1962年7月に打ち上げられた TELSTAR-1、同年12月の RELAY-1 はいずれも低高度を飛行する周回衛星であったが、その後1964年8月の SYCOM-3 により初めて静止衛星が実現されてからは⁽¹⁾、ほとんどすべての通信衛星は静止衛星である。しかし、静止衛星では高緯度地域において地球局の仰角が低くなることから、ソ連において MOLNIYA と呼ばれる非静止衛星軌道の通信衛星が使われてきたし、また、アマチュア無線の世界では周回型の通信衛星が打ち上げられてきた。非静止衛星型の通信衛星に関しては、我が国においても1972年頃から各種の軌道の計算法が研究され^{(2)~(4)}、また衛星通信システムについてもいくつか提案が行われている^{(5)~(6)}。しかし、これらは、我が国において静止型の通信衛星の検討ないし実用化がようやく緒に着いたばかりのときでもあり、通信衛星としてのプロジェクトには発展しなかった。

しかし、最近に至り周回衛星を利用する通信衛星の研究開発が一段と活発になってきたように思われる。その理由は、①Molniya 軌道に代表される長楕円軌道を用いた場合には、ヨーロッパ等の高緯度地域の国々の移動

体衛星通信において、高仰角が確保できること、②デジタル技術、特にパソコンの普及により低価格の蓄積転送型のパケット通信が実現できるようになったこと、③比較的小型の衛星でよい場合、システム構築のためのコストが安いこと、などによるものと考えられる。

ただし、長楕円軌道を用いる通信衛星は、必ずしも小型になるとは限らないし、用途においても移動体通信用ばかりでなく固定通信を目的としたものもある。したがって、本文では周回衛星を用いた衛星通信システムについて、近年注目されている通信衛星システムをまとめることを目的とし、システムそのものの優劣を比較するよりも、発表されている構想をなるべく多く集めてみた。まず、2.で軌道について概観した後、3.で主なシステムについて簡単に述べる。

2. 周回衛星の軌道

静止衛星でない周回型の通信衛星システムとしては、①MOLNIYA が20年以上前から実用に供されているが、最近話題になっている衛星システムとして、②ARCHIMEDES (Advanced Research in Communications using Highly Inclined orbits for Mobile applications and other Experiments and Demonstrations using European Satellites)、③LOOPUS (Geostationary Loops in Orbit Occupied Permanently by Unsta-

*¹ 宇宙通信部 衛星間通信研究室*² 宇宙通信部

第1表 非静止型通信衛星の軌道

	MOLNIYA	LOOPUS	TUNDRA	SYCOMORES	ACE	STET	低高度軌道	長楕円軌道*
周期(時間)	12	12	24	24	4.79	12	約1.5	11.5
遠地点(km)	39,771	39,105	46,300	50,000	15,100	20,210	500-800	36,264
近地点(km)	426	1,250	25,300	22,000	1,030	20,210	500-800	2,545
傾斜角(度)	63.4	63.4	63.4	60-70	0	0	27.5-90	57.7
サービスに必要な衛星数	3	3	2	2-3	1	1	2-240	1

* アマチュア衛星 (Phase III-C, OSCAR-13)

tionary Satellites), ④ SYCOMORES, ⑤ ACE(Apogee at Constant time of day Equatorial), ⑥ STET (Sun-synchronous Twelve-hour Equatorial), ⑦ MAI LSTAR, ⑧ MSS (Multiple Satellite System), ⑨ アマチュア衛星, ⑩ 軍用小型通信衛星などが提案されている。このうち, 実際に運用されているのは軍用を除けば MOLNIYA 及びアマチュア衛星である。

これらのシステムの軌道は, ① MOLNIYA 軌道, ② LOOPUS 軌道, ③ TUNDRA 軌道, ④ SYCOMORES 軌道, ⑤ ACE 軌道, ⑥ STET 軌道, ⑦ 低高度軌道(極軌道を含む), ⑧ 長楕円軌道, に分類できる。これらの軌道を第1表に示す。

低高度を飛行する周回衛星の軌道は, 主として地球が南北に扁平であることによって生じる力のため次第に変化していく。ここでは, 問題を単純化するため, 衛星の軌道が円に近く離心率(e)が小さいと仮定すると, 上記の力による時間変化は, 軌道六要素のうち, 昇交点赤経(Ω), 近地点引数(ω)および平均運動(n , 周回角速度)にあらわれ, その大きさは次のような式で表される。

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{p^2} \cdot n \cos i \quad \dots\dots(1)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{p^2} \cdot n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) \quad \dots\dots(2)$$

ここで, $p = a/a_e \cdot (1 - e^2)$, a : 軌道長半径, a_e : 赤道半径, e : 離心率, n : 平均運動(周回角速度), $J_2 = 0.00108263$ である。

したがって, 軌道面傾斜角(i)が約 63.4° のときには(2)式のかっこ内がゼロとなり, 衛星の軌道面と赤道面の交点から測った衛星の近地点は変化しないことになる。すなわち, 遠地点を北半球の折り返し点(頂点)に設定すれば, 常に頂点付近で遠地点を通過する軌道が設計できる。第1表において, 衛星の軌道面傾斜角が 63.4° に設定される場合が多いのは, この性質を利用したものである⁽⁷⁾。

一方, i が 90° の場合は(1)式がゼロになり, 軌道面の交点が慣性系からみて一定になる。この軌道は太陽系の

外に対する観測に向いているといえる。さらに, i を 90° より大きくすると, 昇交点の変化の方向が地球の公転運動の方向と等しくなり, i をうまく選べば両者の大きさを等しくできる。このことにより衛星の軌道面を太陽に対してある一定の方向に保つことができる。多くの地球観測衛星はこの性質により, ある一定期間(日数)毎に同一時刻に同一地点を通る軌道(同期軌道, 回帰軌道)を実現している。

このように, 軌道パラメータの時間変化と地球の公転運動, 自転運動等の変化を結びつけることによって太陽同期軌道, 回帰軌道⁽⁸⁾等のミッション要求に合った軌道が求められる。

文献⁽⁹⁾には種々の軌道についての衛星直下点軌跡が検討されている。さらに, 文献⁽⁹⁾では, 極地域の衛星通信についてその軌道が検討されている。

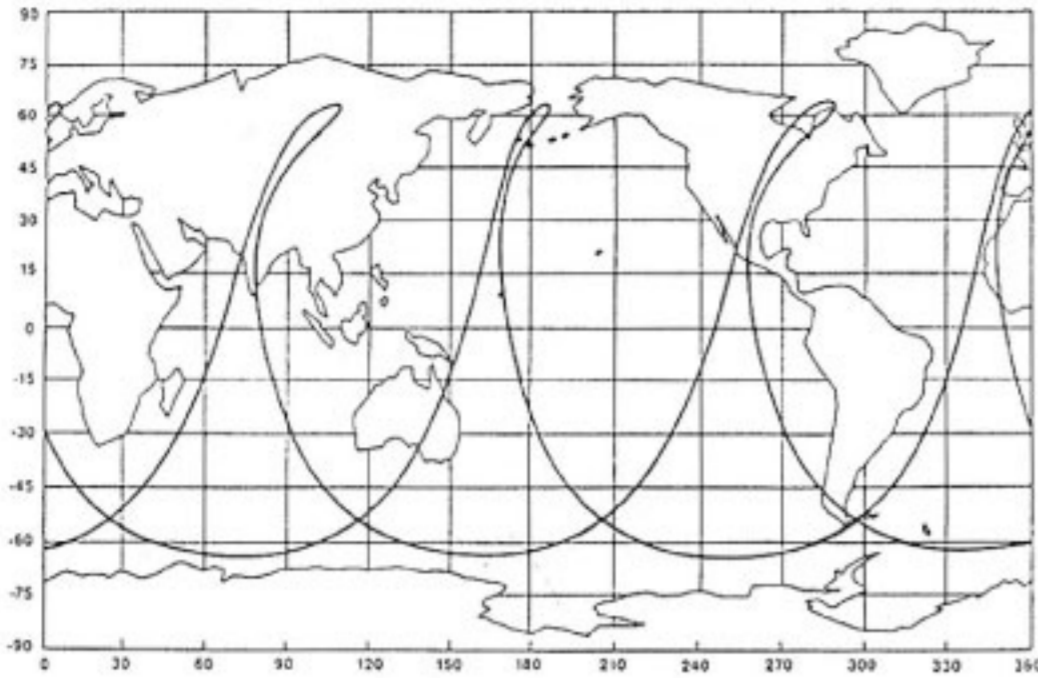
以下では, 上記①~⑩の各システムについて簡単に述べる。

3. 各衛星通信システムの概要

3.1 MOLNIYA⁽¹⁰⁾

ソ連の Molniya 衛星システムは, 世界で最初の国内衛星通信システムであるといわれている。Molniya 衛星は, 1964年に COSMOS 41 で実験された後, 1965年に Molniya 1 システムの1号機が打ち上げられた。このときは重量約 1600 kg で 1.0/0.8 GHz, 40 W のトランスポンダを搭載していた。1971年には 6/4 GHz 帯のトランスポンダを搭載した Molniya 2 システムが打ち上げられた。さらに1980年代には 6/4 GHz, 40 W (1987年には 80 W に増力), 3系統のトランスポンダを搭載した Molniya 3 シリーズの衛星が打ち上げられている。Molniya 衛星の直下点軌跡を第1図に示す。

Molniya シリーズのシステムに特徴的なことは, ①衛星は大出力, 少ない系統数のトランスポンダを搭載している, ②比較的寿命が短い(平均16~18カ月), ③衛星数が多い(計24個の衛星), ④ Molniya 1~3 までのシリーズが現用であり, シリーズ毎に衛星の補充が行われていること等が挙げられる。現在では, Molniya 1 シ



第1図 ソ連—MOLNIYA 衛星の直下点軌跡の例⁽¹⁰⁾



第2図 ARCHIMEDESにおけるMOLNIYA 軌道の衛星直下点軌跡⁽¹²⁾



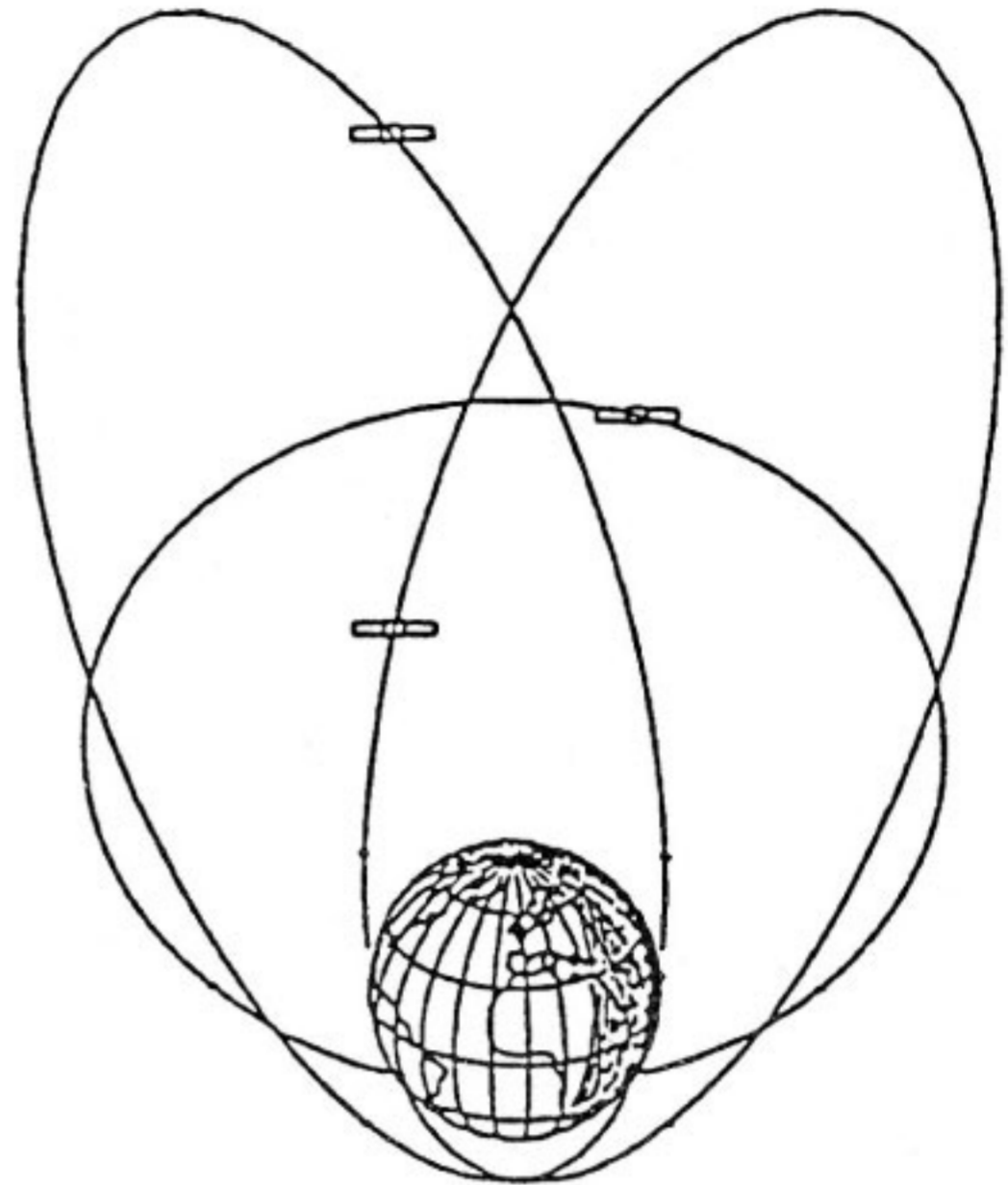
第3図 ARCHIMEDESにおけるTUNDRA 軌道の衛星直下点軌跡⁽¹²⁾

リーズは軍用通信に使用されている。

3.2 ARCHIMEDES^{(11)~(15)}

ARCHIMEDES は、ESA (ヨーロッパ宇宙機関) の移動体通信衛星プロジェクトで、静止衛星を用いた場合のヨーロッパ地域での低仰角によるブロッキングの回避及び音声通信のための高利得アンテナの高価な追尾機構の省略のために検討されているものである。ユーザとしてはヨーロッパにおける長距離トラックを想定し、公衆電話網への接続サービス及び自営通信サービスを念頭に置いている。

このプロジェクトの前身は英国の大学連合 (Univ. of Surrey, Univ. of Bradford, Univ. of Loughborough, Univ. of Manchester, King College, Univ. of Lon-



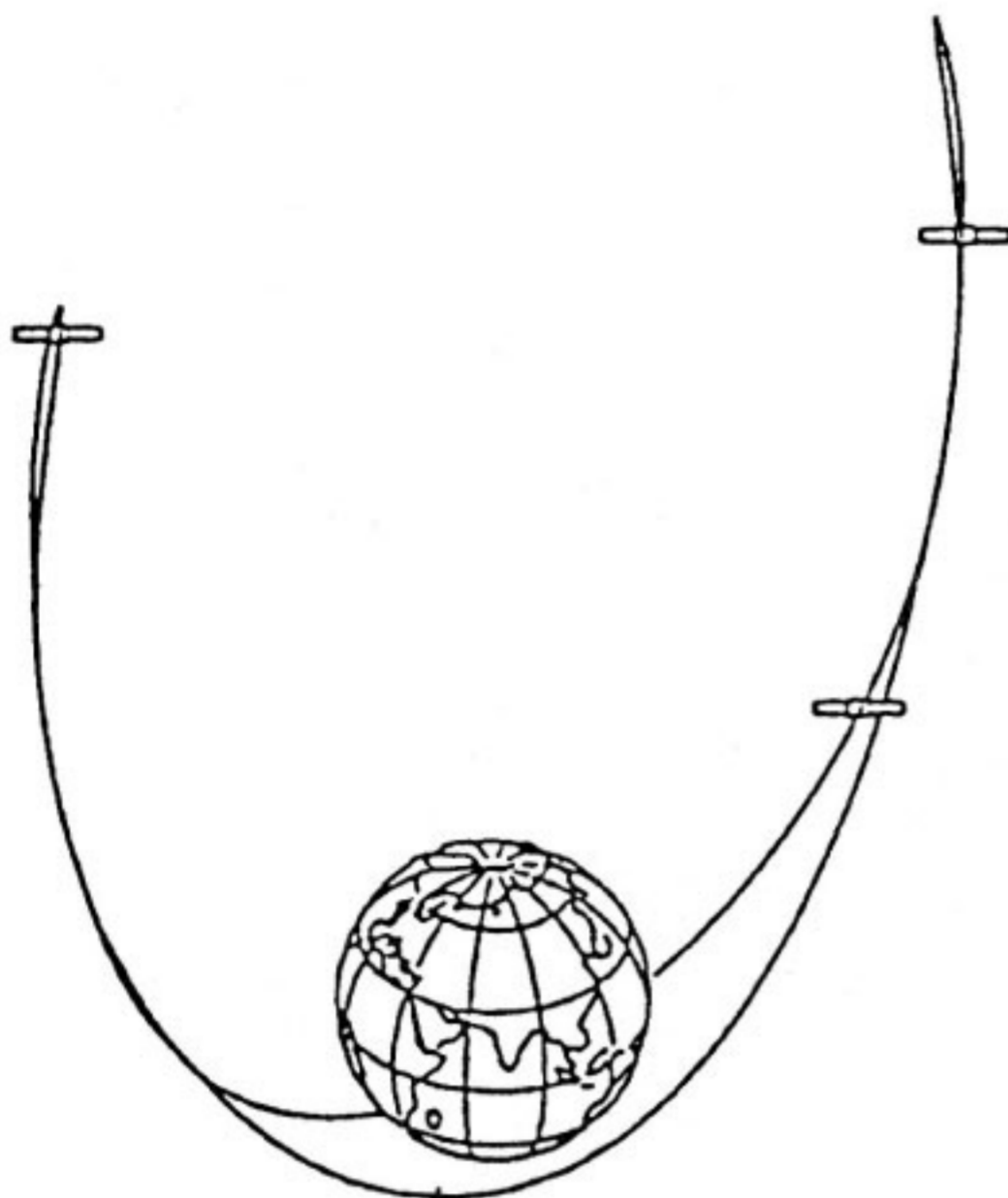
第4図 LOOPUS の軌道 (慣性空間)⁽²⁰⁾

don, Portsmouth Polytechnic, QMC, Univ. of London) が研究を進めている T-sat 計画⁽¹⁶⁾ (1985年頃は CERS: Communications Engineering Reserch Satellite⁽¹⁷⁾ と呼んでいた) である。その後、ESA による MIOSAT (Mobile Inclined Orbit Satellite Communications) となり、現在の ARCHIMEDES 計画となっている⁽¹⁴⁾。

ARCHIMEDES の軌道として、第2図に示す Molniya 軌道または第3図に示す Tundra 軌道が検討されている。ヨーロッパのサービスカバレッジに対して、静止軌道では平均の仰角が30度程度 (例えばストックホルムでは 22°) となるのに対し、Molniya 軌道あるいは Tundra 軌道では50度以上の仰角が得られる。ただし、24時間運用するためには、Molniya 軌道では3個の衛星が、Tundra 軌道では2個の衛星が必要である。Molniya 軌道と Tundra 軌道の比較では経済的には優劣の差はないとされているが⁽¹⁴⁾、Lバンドを用いたときの下り回線設計によると、衛星送信電力の点で、Tundra 軌道の方がやや優れているとのことである⁽¹²⁾。さらに、ESA の検討では、ネットワーク構成、チャネル数とビーム数⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾、ペイロード構成等が検討されている。なお、このような非静止型のシステムでは、Lバンドを用いた場合、最大 15 kHz 程度のドップラ効果があるため、チャネル間にガードバンドが必要である。

3.3 LOOPUS⁽²⁰⁾

LOOPUS は、西独のドイツ連邦通信省 (DBP:



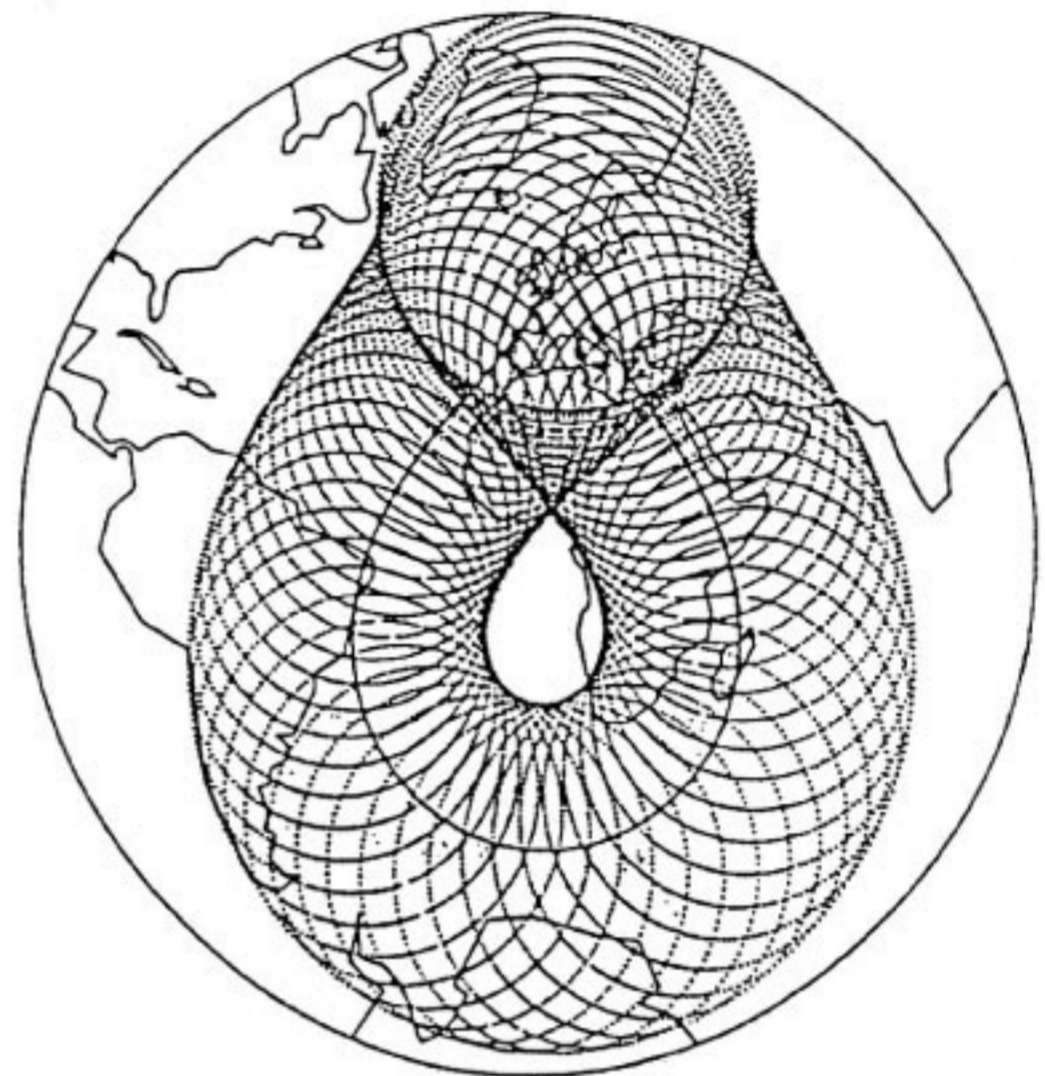
第5図 地球と共に回転する座標における LOOPUS の軌道⁽²⁰⁾

Deutsche Bundespost) より発表されているもので、傾斜角を持つ複数の楕円軌道上の衛星の組合せにより、高緯度地域に疑似静止衛星システムを構築するものである。LOOPUS 衛星システムの例として、傾斜角 63.4 度、周期12時間の楕円軌道を有する 3 個の衛星を地軸を中心に 120 度づつ配置したものを第4図及び第5図に示す。第4図の頂点付近では、衛星は南北に長い閉曲線を描き、8時間で閉曲線内を移動するが、8時間後に次の衛星が閉曲線に到来し、地球局はこの次の衛星に切り替えることにより、通信システムを構成することができる。

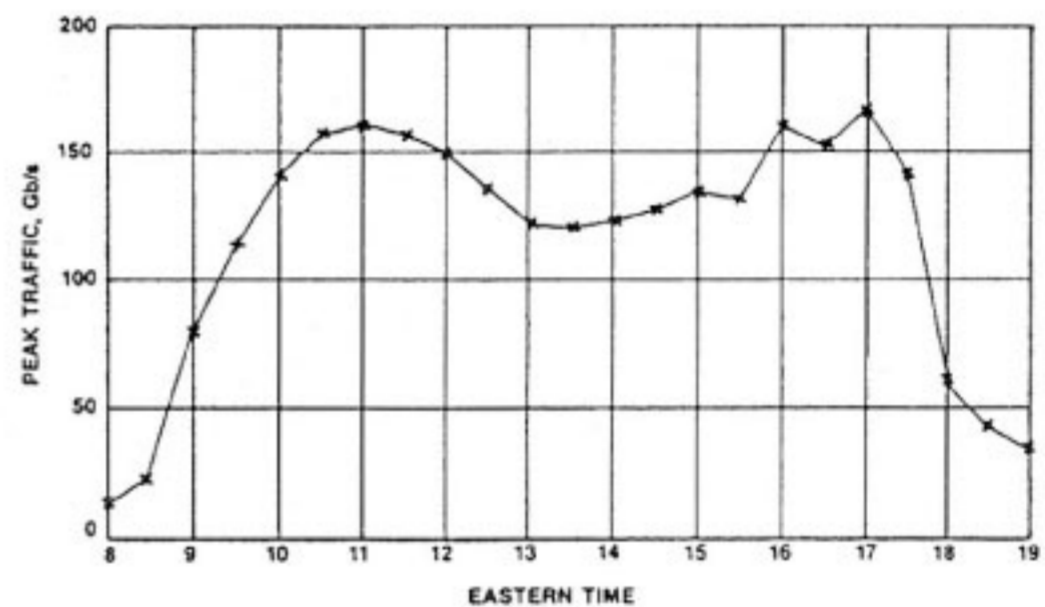
本システムを静止衛星を用いたシステムと比較すると、①2カ所の疑似静止衛星軌道位置を構成するために、3個の衛星を必要とすること、②軌道維持のために静止衛星の3倍の燃料が必要であること、③バンアレン帯を通過するため衛星に放射線対策が必要となること、④地球局には追尾機構が必要であること、⑤衛星搭載アンテナにもビーム指向制御機能が必要になること、⑥衛星切替えの際の回線断に対する対策が必要になる、等の欠点があるが、高緯度地域において高仰角が確保できる利点がある。

3.4 SYCOMORES^{(21) (22)}

SYCOMORES は、フランス国立宇宙研究所 (CNES: Centre National des Etudes Spatiales) から提案されているもので、高緯度地域において、地球局の仰角を高く



第6図 SYCOMORES の衛星直下点軌跡及び仰角 55 度以上の範囲⁽²¹⁾ (多数の円がある瞬間の仰角55度以上の範囲を示し、その中心が衛星直下点を示す。)

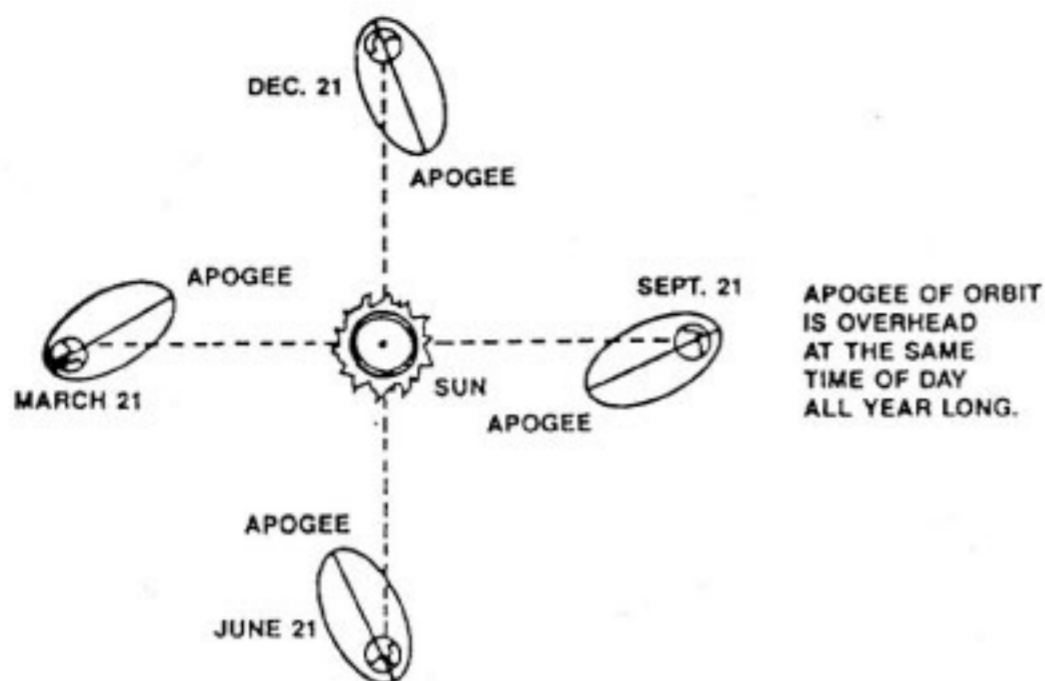


第7図 CONUS における全トラフィックの時間変化⁽²⁴⁾

保つために Molniya のような12時間軌道を用いると、①軌道保持のために燃料が多く必要であること、②ドップラ効果による周波数利用率が悪い、③バンアレン帯を通過する、などの欠点がある。この欠点を克服するために、24時間軌道である SYCOMORES 軌道が検討された。その直下点軌跡を第6図に示す。この軌道は第1表に示したように遠地点高度が 50,000 km と高いが、①伝搬遅延時間は CCITT の制限以内であり、②近地点高度は 22,000 km であるのでバンアレン帯を通過せず、③食がない、④高緯度地域においても衛星数が2個のとき仰角55度以上、3個のとき65度以上が確保できる、などの長所を有するものとして提案されている。

3.5 ACE/STET^{(23) (24)}

NASA との契約に基づき FACC でシステム設計が行われているものである。主にアメリカ合衆国大陸部



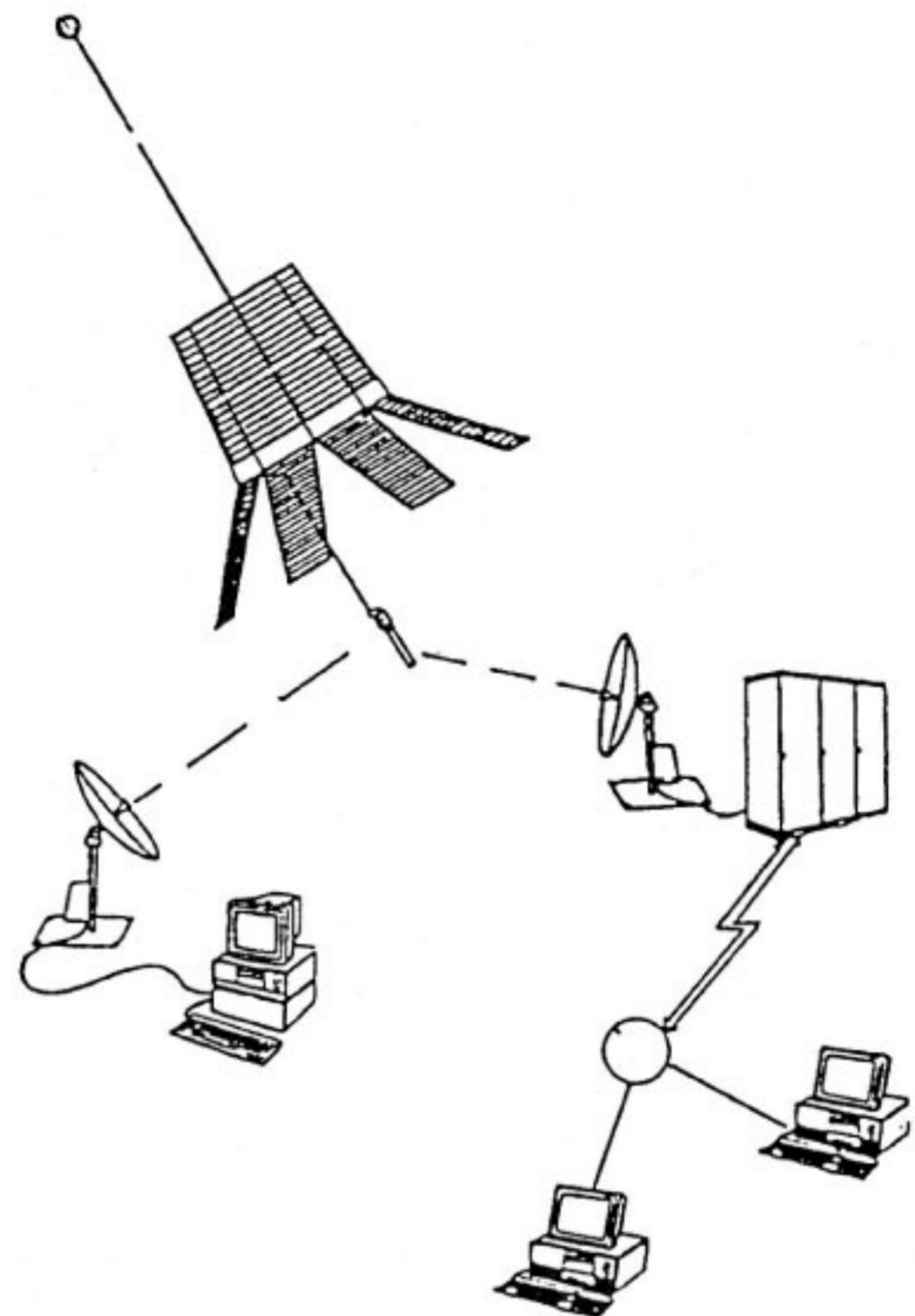
第8図 ACE軌道の長軸方向と太陽-地球方向のなす角度の不変性⁽²³⁾

(CONUS: CONTinental United States) における第7図に示すような固定通信のピーク時のトラフィックを軽減するために考えられた衛星システムであり、軌道、システム概念、経済性等の観点からシステム検討が行われた。その結果、次の二つの軌道傾斜角0度の同期軌道をもつ衛星システムが提案されている。

- ① ACE 軌道：周期4.8時間、近地点高度1,030 km、遠地点高度15,100 kmの楕円軌道により、午前、午後の2回のトラフィック・ピークをサービスする。
- ② STET 軌道：周期12時間、高度20,210 kmの太陽同期円軌道。

いずれも静止軌道よりも軌道制御のための燃料消費が少なくなるように工夫されている。このうち、ACEは新しく考案された軌道であり、第8図のように、地上から見たとき、2章で述べた軌道の性質を利用して、衛星の近地点が太陽から見て常に一定の方向にくるように、軌道離心率等の軌道パラメータを調整している。

これらの軌道は、静止衛星よりも高度が低いので、CONUSをサービスエリアとした場合、静止軌道とACEで最大仰角が5.6度以上、STETで3.5度離れており、静止衛星と周波数共用の可能性もある。また、衛星高度が低いため、打上げに要するコストが少ない、衛星搭載アンテナが同一のカバレッジでも小さくできるといった特徴がある。一方、これらの衛星は地上局に対して動いていくので、衛星搭載アンテナには地球局に指向させるための追尾機構が必要になる。さらに、バンアレン帯の放射線によって太陽電池、搭載機器の劣化が生じるといった問題があるが、放射線シールドの強化、太陽電池の実効面積の増大といった対策を行ってもなお、総合的なコスト比較では静止衛星と同等か、より有利という結論が得られている。ただし、地球局にもプログラム追尾程度の簡単な追尾システムが必要になるので、VSAT等の小規模な局が多数存在するシステムよりも、



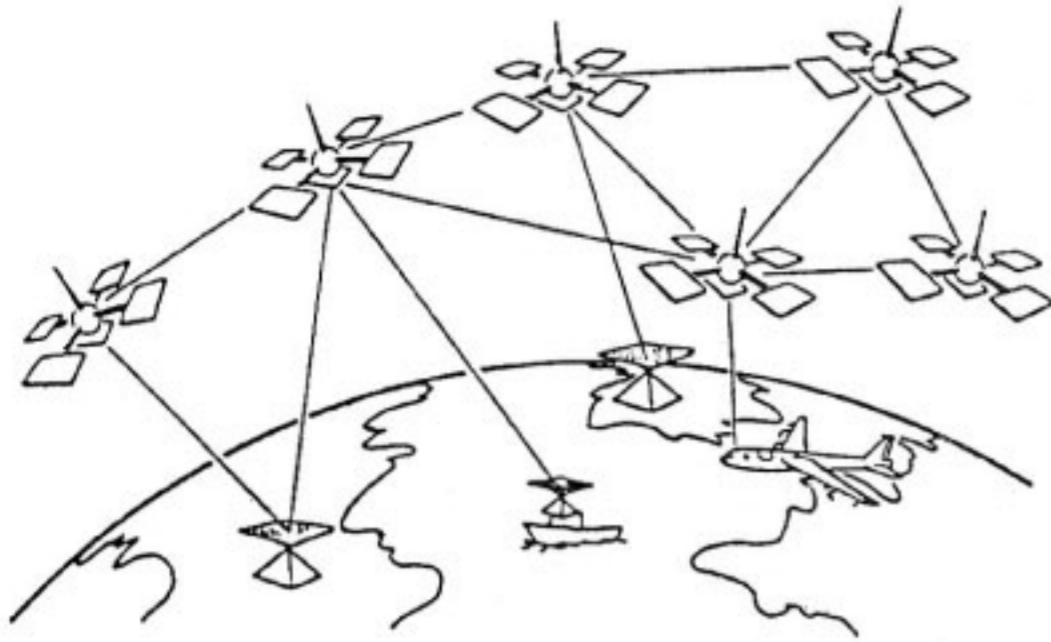
第9図 MAILSTARシステムの概念図⁽²⁵⁾

むしろ基幹回線に向いている。

3.6 MAILSTAR⁽²⁵⁾

MAILSTARは、スウェーデンのSSC (Swedish Space Corporation) の委託の下にSaab SpaceとEricsson Radio Systemによって検討された低コストの電子メール中継衛星である。本システムでは、第9図に示すように、衛星は高度800~1000 kmの極軌道または傾斜角63度の軌道を周回し、衛星に内蔵されたメモリによって、時差を利用して世界中のすべての地上局間で蓄積転送型のメッセージ通信を行うことができる。衛星が2個のときは地上局から衛星に1日6~14回アクセス可能である。通信の遅れ時間は伝送からメッセージの受信まで1~2時間で、代表的なメッセージとしては、200ページまでの文書を送ることができる。地上局はパソコンを利用した簡易なものでよいとしている。

衛星は重力傾度姿勢安定方式を採用し、重量120 kg、発生電力55 W以上、80 Mbitsの半導体メモリを搭載している。衛星は少なくとも2個以上の運用が望ましく、衛星の軌道制御は行わない。衛星の打上げは1990年を予定していたが、信頼性確保のための搭載機器の冗長構成、衛星予備機等によって、当初計画よりも大幅に打上げ経費がふくらみ、財政難から最近、計画が中止され



第10図 MSSシステムの概念図⁽²⁶⁾

た。

3.7 MSS⁽²⁶⁾

MSS は、M/A COM 社が米国の防衛先端研究計画局 (DARPA : Defence Advanced Research Projects Agency) と海軍の委託で生き残り通信システムの一つとして研究しているものである。本システムは、第10図に示すように、高度 630~720 km で、傾斜角 27.5度の軌道に90個の衛星、同57.5度に90個の衛星、同90度の軌

道に60個の衛星、合計 240 個の衛星を打ち上げ、地上の 1 地点から平均して 6 個の衛星が常時可視となるようにし、パケット・デジタル通信により全地球的な音声通信網を構成しようとするものである。

MSS では、スループット 1 Mbit/s の衛星を目標とし、パケットによる蓄積転送方式により、誤り率 10^{-3} 、遅延 200 ms 以下のシステムが想定されている。衛星は、管制を要しないものとし、姿勢制御は重力傾度を利用することとしている。このようなシステム構成上の問題点は、地上のパケット無線と比較すると、衛星の場合伝搬距離が長いので大きな送信電力が必要であり、また伝搬遅延時間が大きいことである。このような問題点においてシステムを経済的に構成するため、PRS (Pseudo-random Scheduling) と呼ばれる新しいリンクレベルのプロトコルが提案された。PRS は同期空間・時間分割技術であり、衛星どうして時刻同期を取ることによりパケットの到着時刻を予測し、その時間に衛星アンテナビームを相手の衛星に指向させるものである。周波数としては、3 GHz が検討されているようである。

第2表 アマチュア衛星 (1/2)⁽²⁷⁾

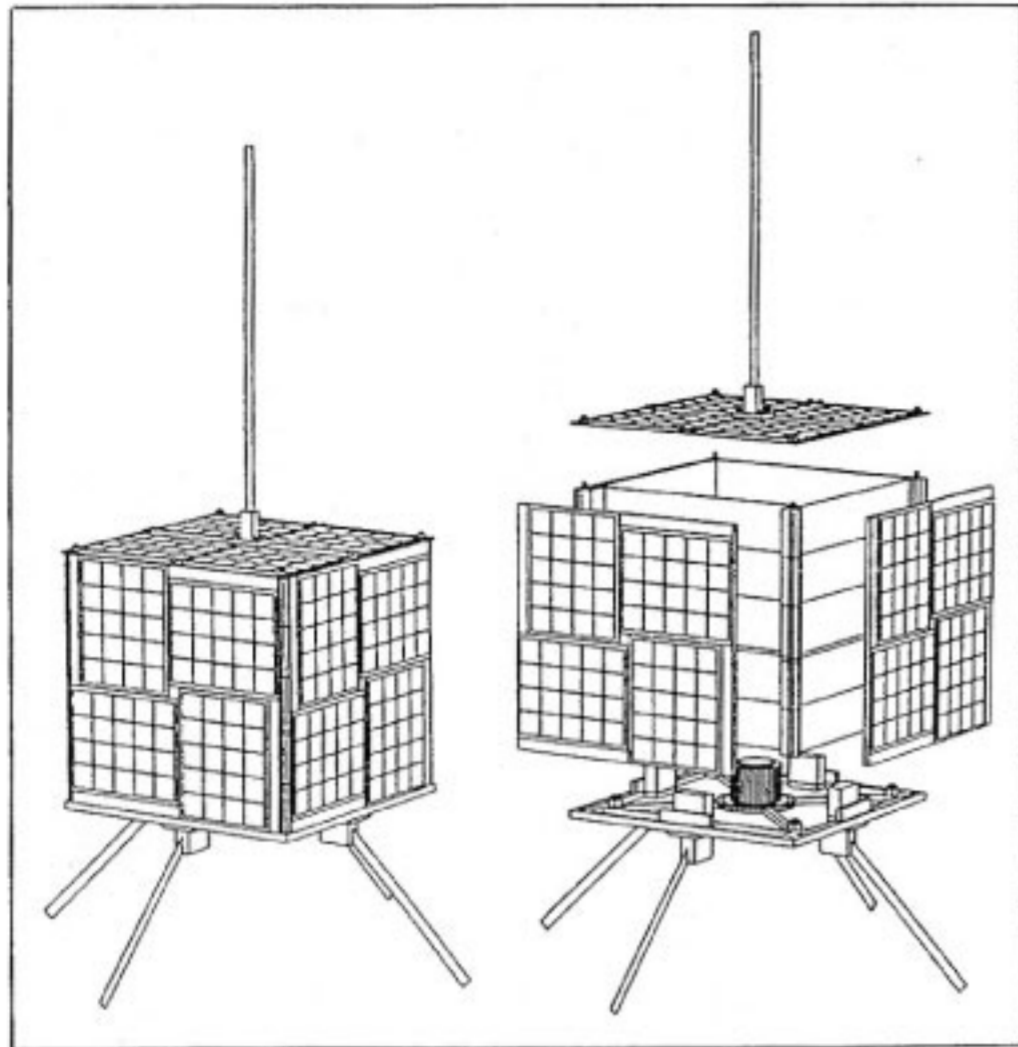
	Phase I					Phase II			RS	
	OSCAR-1	OSCAR-2	OSCAR-3	OSCAR-4	OSCAR-5	OSCAR-6	OSCAR-7	OSCAR-8	RS-1	RS-2
打上げ年月日	61.12.12	62. 6. 2	65. 3. 9	65.12.21	70. 1.23	72.10.15	74.11.15	78. 3. 5	78.10.26	
停止年月日	62. 1. 1	62. 6.20	65. 3.24	66. 3.	70. 3.	77. 6.			運用停止	
形状 (cm)	30×25×20	30×25×20	43×30×28	1辺60*	40×30×15	16×30×44	径42.5#	38×38×38		
重量 (kg)	4.5	4.5	13	20	17	14	高36	27		
協力国	米	米	米	米	米豪	米	米加独豪	米加独日	ソ連	
周期 (分)	92	91	104	588	115	115	115	104	120	
遠地点 (km)	460	380	940	33550	1480	1480	1448	910	1724	
近地点 (km)	240	210	910	160	1435	1442	1449	898	1688	
傾斜角 (度)	81.2	74.3	70	27	102	101.6	101.7	99	82	

* 三角柱 # 八角柱

第3表 アマチュア衛星 (2/2)⁽²⁷⁾

	Phase III	Phase II	RS	Phase III	Phase II		RS	Phase III	Phase II
	P-III-A	UO-9	RS-3~8	OSCAR-10	UO-11	FO-12§	RS-10,11	OSCAR-13	
打上げ年月日	80. 5.23	81.10. 6	81.12.17	83. 6.16	84. 3. 2	86. 8.12	87. 6.23	88. 6.15	JAS-1 b
停止年月日	打上げ失敗								UoSAT
形状 (cm)☆	径160高40	43×43×74		径160高40	36×36×59	40×40×47		径160高40	MICROSAT
重量 (kg)	85			130		50		142	
協力国	米欧	米英	ソ連	独米加+	米英	日	ソ連	独米加+	
周期 (分)		95.5	119	699.5	98	116	105	686.7	
遠地点 (km)		555	約1,700	33,505	690	1,480	1,000	36,264	
近地点 (km)		略円軌道		3,951	円軌道	1,497	円軌道	2,545	
傾斜角 (度)		97.5	82.9	26	98.6	50	82.9	57.65	

§ Fuji-OSCAR12 (JAS-1) ☆Phase III衛星はトライスター型 (三つの頂点を持つ星型) +ハンガリー及び日本



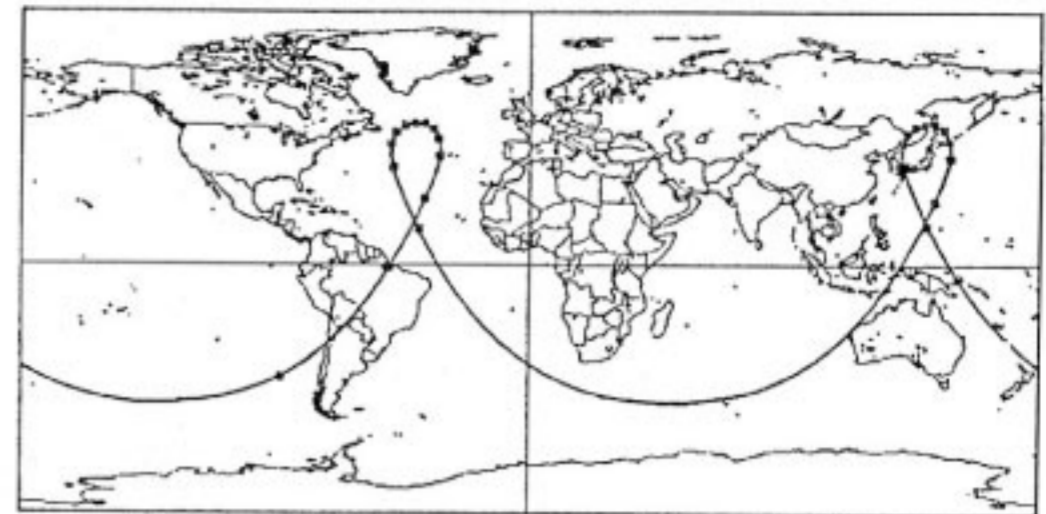
第11図 MICROSAT の外観

3.8 アマチュア衛星⁽²⁷⁾

アマチュア衛星の第1号は、スプートニク打上げ後4年にして米国のアマチュアが手作りの衛星を打ち上げたときに始まった。以後、西側のアマチュア衛星は OSCAR (Orbital Satellite Carrying Amateur Radio) と名付けられている。これまでに打ち上げられたアマチュア衛星を第2, 3表に示す。衛星の開発段階に応じて Phase I~III に区分されている。また、Phase IV では静止衛星も計画されている⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾。西側諸国には、AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation) という団体があり、NASA のゴダード宇宙飛行センターに本部が置かれている。現在では、米国、英国、西独、アルゼンチン、ブラジル、チリ、オーストラリア、日本等がそれぞれ AMSAT の団体を組織しており、衛星の打上げ、運用にあたっている。我が国では、1986年8月に JAS-1 が H-I ロケット2段式試験機により打ち上げられた。この衛星では、蓄積転送型のパケット中継器を搭載している。なお、アマチュア無線では、プロトコルとして CCITT の X.25 をアマチュア無線用に修正した AX.25 を用いている⁽³⁰⁾。

ソ連は、大学等に研究施設があり、宇宙教育の一環として認められているようであり、1978年頃からアマチュア衛星 RS (Radio Sport) を打ち上げている。

① UoSAT: 英国のサレー大学 (University of Surrey) の衛星で、必ずしもアマチュア衛星ではないが、アマチュア無線ミッションを搭載している。PACSAT (Packet Satellite)、あるいは LIFESAT と呼ばれるプロジェクトがあるようである。ソ連のミールによる打上げが計画されている。



第12図 日本向け長楕円軌道の直下点軌跡

- ② MICROSAT: AMSAT が製作中の衛星で、第11図に示すような1辺約20cmの立方体で重量は10数kgである。米国、カナダ、西独、英国等のアマチュア無線家が部品を持ち寄って製作中である⁽³¹⁾⁽³²⁾。
- ③ JAS-1b: JAS-1の予備機が1990年にH-Iロケットにより打ち上げられる予定である⁽³³⁾。

3.9 軍用通信衛星

軍用通信衛星に関しては前述のMSSが一つの例であるが、米国では1960年代にIDCSP (Initial Defense Communications Satellite Program) として45kg級の蓄積伝送型 (store/dump) の通信を行う衛星が高度800kmに打ち上げられたことがある⁽¹⁰⁾。

最近の動向としては、LIGHTSAT と呼ばれる小型衛星の分野で米国海軍研究局 (Office of Naval Research) の SPINSAT (Special-Purpose Inexpensive Satellite) 計画がある⁽³⁴⁾。この計画には、① MAESTRO (Multiple Autonomous Experimental Spacecraft for Telecommunications, Recording and Observation) と、② PROFILE (Passive Radio Frequency Interference Location Experiment) という二つの衛星計画がある。これらは、名称の示すとおり必ずしも通信衛星ではないが、①は通信、記録、観測のための海軍、空軍、産業界の四つのペイロードを搭載する衛星で重量68kg以下で、Scoutロケットで1989年秋に打上げ予定である。また、②は電波干渉の発生源位置を同定するための実験を行うもので、ScoutロケットまたはPegasusでの打上げが計画されている。また、DARPAでは、GLOMAR という小型のデータ中継衛星計画も遂行しているようであるが内容は不明である⁽³⁵⁾。

なお、ソ連でも1964~1965年にかけて米国のIDCSPと同様の衛星が打ち上げられたということであるが、その後1970年より、800~900kgの重量の衛星を800kmの高度に年2機の割合で打ち上げている⁽¹⁰⁾。

3.10 その他のシステム

通信と測位の複合衛星としては、ESAのNAVSAT計画、西独のGRANAS計画、KDD提案のシステム等がある。詳しくは文献^{(36)~(39)}。

第4表 日本向けの衛星軌道のまとめ

	周回数 (1/day)	軌道長半径 (km)	離心率	傾斜角 (deg)	周期 (min)	近地点高度 (km)	遠地点高度 (km)	近地点の変化 (deg/day)	昇交点の変化 (deg/day)
Tundra	1	42,163.246	0.400	63.434	1,436.035	18,919	52,650	0.00000	-0.00845
Molniya	2	26,553.929	0.730	63.422	717.758	791	39,560	0.00001	-0.13766
CASE 1	2	26,557.510	0.700	50.0	717.702	1,589	38,769	0.13757	-0.16605
CASE 2	1	42,164.187	0.230	50.0	1,436.030	26,088	45,483	0.00792	-0.00955

また、3.1~3.4で紹介した Molniya/Tundra 軌道を用いる移動体衛星通信システムを日本に適用した場合の検討が行われている⁽⁷⁾。その結果、第12図に示すように、軌道傾斜角(i)を50度程度にとれば、国内において仰角70度以上のサービスが可能であることが示されている。軌道パラメータを第4表に示す。

4. おわりに

ここでは、周回衛星を利用した衛星通信システムについて最近の動向を中心に調べたが、各国でかなり活発に研究開発が行われていることがわかった。

このような衛星通信システムにおける今後の研究課題としては次のようなものが考えられる。①ミッションに適合した軌道の選定(軌道力学ばかりでなく、システム全体としての観点が必要である)、②バンアレン帯を通過する軌道については衛星搭載機器の放射線対策、③搭載アンテナの検討(ビーム数、指向制御方法、空力ドラッグ考慮した設計法など)、④最適打上げ方法、⑤ネットワーク構成方法。

本稿で紹介した周回衛星を用いた通信衛星システムの研究は今後も各国で続けられていくと思われるので、注目していく必要があると思われる。

参考文献

- (1) 下世古, 飯田, “世界の通信衛星”, ITU 研究, No. 182/183, 昭和62年5月.
- (2) 高橋耕三, “人工衛星の軌道とそれに適したミッション”, 電波季, 18, 97, pp. 345-353, July 1972.
- (3) 高橋, 川上, “回帰軌道と準回帰軌道の軌道要素の決定法と実用衛星への応用”, 電波季, 20, 107, pp. 121-134, Mar. 1974.
- (4) 高橋耕三, “サブ, スーパー同期軌道の応用と軌道要素の決定法”, 電波季, 21, 112, pp. 19-26, Jan. 1975.
- (5) 岩崎, 下世古, “多数の周回衛星を用いる全世界的移動衛星通信システム”, 昭58信学総全大, 1983.3.
- (6) 大館, 大黒, 畔柳, “低軌道周回衛星利用携帯電話方式の基礎検討”, 信学技報, CS83-66, 1983.
- (7) 有本, 浜本, 川瀬, 下世古, 飯田, “非静止衛星軌道を利用した移動体通信ミッションの可能性”, 信学技報, SANE89-9, 1989年5月.
- (8) J. Mass, “Orbits for Land-Mobile Satellite Communications”, Internal ESTEC Working Paper No. 1478, July 1987.
- (9) G. Berretta, “Extension of Mobile Satellite Communications to the Polar Regions”, Space Comm. and Broadcasting, No.2, pp. 33-46, 1984.
- (10) N.L. Johnson, “Satcom In The Soviet Union”, Satellite Communication, pp. 21-24, June 1988.
- (11) T. Pirard, “Mobile Europe: An Overview”, Satellite Communication, pp. 25-25, July 1988.
- (12) C. J. Ashton, “ARCHIMEDES-Land Mobile Communications From Highly Inclined Satellite Orbits”, 4th International Conference on Satellite Systems for Mobile Communication and Navigation, Oct. 1988.
- (13) P. Bartholome, G. Berretta and R. Rogard, “Land Mobile Satellite Services in Europe”, IAF-88-437, 1988.
- (14) J. R. Norbury, S. K. Barton and J. R. Stuart, “Mobile Satellite System For Europe-Which is the Optimum Orbit Configuration”, IAF-87-482, 1987.
- (15) J. R. Stuart, J. A. Norbury and S. K. Barton, “Mobile Satellite Communications From Highly Inclined Elliptic Orbits”, Int'l CSSC, AIAA-88-0848, 1988.
- (16) H. Aghvami, A. Clarke, B. G. Evans, P. Farrell, J. Gardiner, J. Norbury and E. Vilar, “Land Mobile Satellites Using the Highly Elliptic Orbits-The UK T-SAT Mobile Payload”, 4th International Conference on Satellite Systems for Mobile Communication and Navigation, Oct. 1988.
- (17) S. K. Barton and G. M. Webb, “Communications Engineering Research Satellite (CERS)”,

- JBIS, Vol. 38, pp.412-414, 1985.
- (18) D. A. R. Jayasuriya and S. B. Lynch, "Comparison of Frequency Sharing Aspects of Satellites in Elliptical Orbits and the Geostationary Orbit", 4th Int'l Conf. on Sat. Sys. on Mob. Comm. and Nav., Oct. 1988.
- (19) J. R. Norbury, H. Smith, V. S. M. Renduchintala and J. G. Gardiner, "Land Mobile Satellite Service Provision From the Molniya Orbit-Channel Characterisation", 4th Int'l Conf. on Sat. Sys. on Mob. Comm. and Nav., Oct. 1988.
- (20) J. Nauck, H. J. Gunther and K. Plate, "A New Type of Orbits for INMARSAT's 3rd Generation (Mobile Communication and Navigation)", IAF-87-481, 1987.
- (21) D. Rouffet, J. F. Dulck, R. Larregola and G. Mariet, "SYCOMORES: A New Concept for Land Mobile Satellite Communications", 4th Int'l Conf. on Sat. Sys. for Mob. Com. and Nav., Oct. 1988.
- (22) J. F. Dulck, R. Larregola, G. Mariet and D. Rouffet, "SYCOMORES Concept", IAF-88-439, 1988.
- (23) A. E. Turner and K. M. Price, "The Potential In Non-Geosynchronous Orbit", *Satellite Communication*, pp.27-31, June 1988.
- (24) K. M. Price, W. Doong, T. Q. Nguyen, A. E. Turner and C. Weyandt, "Communications Satellites in Non-Geostationary Orbits", 12th Int'l CSSC, AIAA-88-0842, 1988.
- (25) G. Johansson and L. Nordfeldt, "MAILSTAR: A Low Cost Satellite Communication System", IAF-87-473, 1987.
- (26) R. Binder, S. D. Huffman, I. Gurantz and P. A. Vena, "Crosslink Architecture for a Multiple Satellite System", *Proc. IEEE*, Vol. 75, No. 1, pp. 74-82, Jan. 1987.
- (27) 山下不二夫, "アマチュア衛星について", 太平洋学会 PIT 研究部会, 研資20-1, 1988.11.30.
- (28) J. King, "OSCAR at 25: Beginning of a New Era", *QST*, pp. 41-45, Jan. 1987.
- (29) "Soviets to Deploy U. S. -Built Amsat Satellite From Mir in 1989", *AW & ST*, p. 19, Aug. 29, 1988.
- (30) 秦 正人, "アマチュアパケット無線ネットワーク技術の動向", *信学誌*, Vol.72, No. 3, pp. 284-286, 1989.3.
- (31) B. McGwier, "AMSAT-Na's Microsat Program", *AMSAT-UK Colloquium '88*.
- (32) "Microsat Progress Report #1" Feb. 25, 1989.
- (33) "アマチュア衛星改良機", *すぺーす*, No. 59, pp. 8-9, 1989.2.
- (34) T. M. Foley, "Navy Building Small, Inexpensive Satellites for Launch This Year", *AW & ST*, p. 46, Feb. 20, 1989.
- (35) C. Covault, "Pegasus Commercial Launch Project to Begin Rocket Motor Test Firings", *AW & ST*, p. 92, Feb. 13, 1989.
- (36) 「衛星航法システム・無線測位衛星システム」関連論文集」ISCS セミナー参考資料, 国際衛星通信協会, 昭和63年3月.
- (37) 菅谷, 安田, 平田, "通信測位統合システムに適した衛星軌道の提案とその基本特性", 昭和63信学春季大, B-228, 1988.3.
- (38) F. Sugaya, Y. Yasuda and Y. Hirata, "New Inclined Synchronous Satellite System for Mobile Communications and Radiodetermination", *Proc. 16th ISTS*, pp. 2057-2063, May 1988.
- (39) J. Nauk, R. Reb and B. Bischof, "COMNAV-Communication/Navigation for Global Applications", *Space Technol*, Vol. 7, No. 4, pp. 305-308, 1987.

