調　査

UDC 621.396.4 : 621.396.946

通信衛星のカバレッジ計算法とその応用例について

浅　井　順　一*

A CALCULATIONAL METHOD FOR THE COVERAGE OF COMMUNICATION SATELLITE AND ITS APPLICATION

By

Junichi ASAI

In order to calculate briefly the coverage of space communication by means of earth satellites, this paper deals with the introduction of simple computation tables of latitude and longitude about sub-satellite points. There are shown the calculated coverage patterns centering at Kashima, Japan, (where a large parabola antenna of 30 meters in diameter is under construction) at various heights from 1,000 km to 10,000 km and at 35,880 km (24-hour synchronous orbit satellite) in the following elevation angle: 0, 7.5 and 10 degrees.

There are presented regions of mutual visibility of satellite at various heights from Kashima, Japan, to Rumford, Maine and Fairbanks, Alaska, USA, according to the elevation angles: 0, 7.5 and 10 degrees. Using the USA Satellite Echo-1 to radiocommunication from Kashima to Fairbanks, the avarage time available to communication would be estimated to be about 29, 7.5 and 2 minutes a day at each elevation angle, respectively, and it is computed the required transmitter power with various receivers at 4,000 Mc/s and 6,000 Mc/s, such as with maser amplifier at 4,000 Mc/s, 100, 21.4 and 14.5 kW at each elevation angle, respectively.

梗　概

宇宙通信における人工衛星のカバレッジの一つの計算法を提示し，緯度および経度計算表を作成して，容易にカバレッジの計算が行なえることを示した。次に当研究所の宇宙研究用アンテナの設置が予定されている茨城県鹿島町を中心として，仰角を変化させたときの，衛星高度 1,000 km から 10,000 km までと，静止衛星に関するカバレッジを画き，また米国東部および Alaska を通信対象にした場合のカバレッジも示し，これの応用例としてエコー1号衛星を利用して Alaska 間と通信を実施できたとしたときの，有効通信時間，所要送信電力などに関して考察を行なった。

* 企画課

緒　言

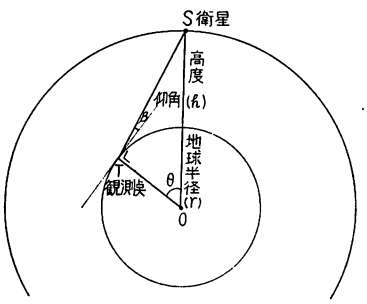
人工衛星が飛んでいる場合に，どの範囲の上空の衛星が観測できるかということは，1957年にソ連のスプートニク一1号が始めて飛んだときから直ちに興味ある問題として登場したもので，今更ここに取り上げて論ずることもないようではあるが，宇宙通信という観点からはまた種々と違った条件が考えられるのであって，通信として有効に使用できるのはどれくらいの範囲のものであるかという根本的な問題も一度改めて調査すべきものであろう。特に宇宙通信には極めて低雑音の受信機を使用する故に，大気圏における吸収，屈折，地球自体の熱雑音，そのほか混信などの影響を考慮した場合に，アンテナのサイドロブの効果も無視できないので，多くの文献[(2),(5),(6),(13),(15)]ではアンテナの主ビームを仰角10度以下に

は下げるべきではないとしており，よくいって最小限5度または7.5度くらいだと論じているところからみれば，アンテナ仰角も当然考慮に入れたカバレッジを算出しておかなければ実用と程遠い結果を招くおそれがあるので，以下に述べるカバレッジの算出に当っては，局所水平から計った仰角，すなわち0度，7.5度，10度の3種類を採用して比較対照した。

1. カバレッジの計算法（高度（h）を与えた場合）

ここでカバレッジというのは，地球半径（r）と高度（h）の和（$r+h$）を半径として地球と同心球を画き，これを高度（h）における仮想天球とする。すなわち高度（h）の衛星はこの天球上に存在するわけであるが，いま観測点（T）を通って，方位角（α），仰角（β）で線を引き，これと仮想天球との交点を地球上に中心投影し，これを X 点として緯度，経度で示す。いま仰角（β）を一定とし，方位角（α）を変数とした場合 X 点の地球上に画く軌跡を高度（h），仰角（β）におけるカバレッジと称する。すなわち衛星直下点を結んだ曲線であって，結局地球上のその地点の上空における衛星が見通し可能限界にあることを示しており，この曲線に囲れた区域内の上空の衛星ならば，すべて見通しのできることを意味している。また人工衛星は大多数が楕円軌道を取るので，高度（h）が変化するため，カバレッジは変形されるが，普辺的な意味で，ある高度（h）をパラメーターとして数本のカバレッジを計算しておけば，高度の変化にともなう変形も可能であり，また地球の扁平なことより生ずる摂動によって時間の経過とともに遠地点が来た場合，また近地点が廻って来た場合も容易にカバレッジが推定できるために，いま高度（h）をあたえてカバレッジを計算する法を基準として述べる。

（1） まず第1図によって衛星高度を h（km）とし，地球半径 r を6370 kmにとって各仰角別に地球中心角（θ）を求める。θ は次式



第1図 衛星高度（h），仰角（β）と地球中心角（θ）との関係

$$h=r\left\{\sin\theta\cdot\tan(\theta+\beta)+\cos\theta\right\} \qquad (1.1)$$

によるが，仰角（β）$=0°$ 以外は h，r をあたえても簡単に求められないので，近似計算か，図式計算によって求めたのを第1表に示す。（参考文献（16）参照）

第1表 仰角別に示した，各衛星高度（h）で見通しうる最大地表距離に対応する地球中心角（θ）

高度 h (km)	仰角（β） 0°	7.5°	10°
1,000	30° 12′	23° 20′	21° 35′
2,000	40° 26′	33° 55′	31° 25′
3,000	47° 10′	40° 15′	38° 10′
4,000	52° 06′	45° 00′	42° 50′
5,000	55° 58′	48° 50′	46° 30′
6,000	59° 00′	51° 55′	49° 30′
7,000	61° 33′	54° 20′	52° 10′
8,000	63° 30′	56° 25′	54° 10′
9,000	65° 20′	58° 15′	55° 55′
10,000	67° 00′	59° 50′	57° 30′
エコー1号衛星			
1,670	37° 35′	31° 10′	28° 50′
24時間同期衛星（静止衛星）			
35,880	81° 20′	73° 55′	71° 28′

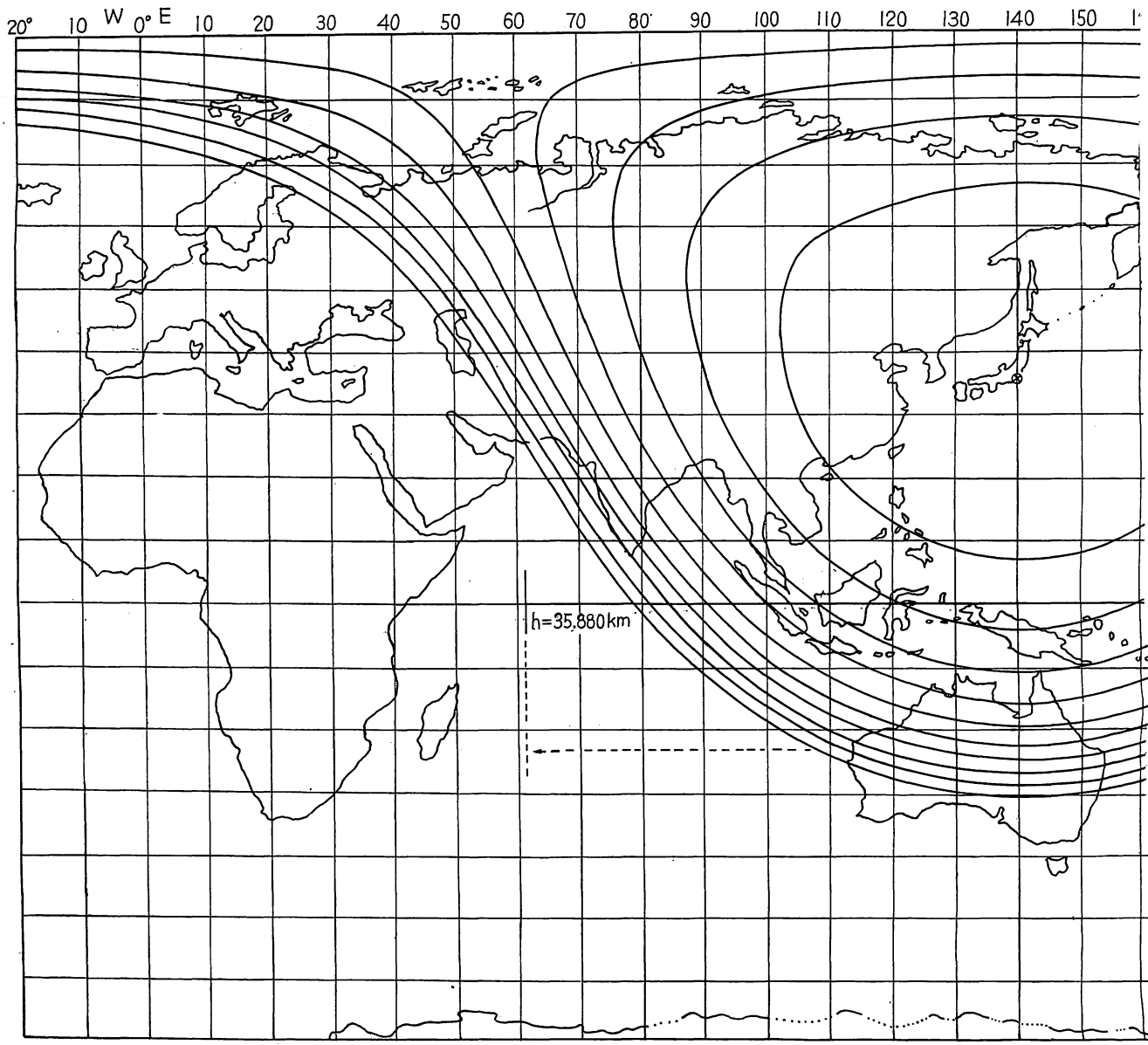
（2） 次に第2表の緯度計算表によって，観測点（T）を中心とした真方位角（α）をパラメーターとして，（1）の地球中心角（θ）を使用して計算順序に従ってカバレッジの点（X）の緯度をまず求める。計算式は第2表に記載の球面三角法の余弦法則による。正弦，余弦は5桁の三角真数表を使用すると便利である。

（3） 第3表の経度計算表によって，（2）で求めた緯度を使用して真方位角（α），をパラメーターとして計算を行なえば，カバレッジの点（X）の経度が求められる。計算式は第3表に記載の球面三角法の正弦法則による。注意として⑨の計算の場合に逆正弦を三角真数表から求めるのであるが，$\sin\Psi=\sin(180°-\Psi)$ の関係があるために，前後の関係から Ψ が鈍角になって来なければならぬ場合でも，真数表からだけ機械的に求めると鋭角 Ψ の値しか得られぬために，方位角（α）をパラメーターとして計算してゆくときに，⑨に90°前度の値が出て来た場合に特に注意して補角を取るようにすべきである。

（4） 以上で求めるところの点（X）の緯度，経度が大体角度の分のオーダーで決定されるから，目的に応じた地図上にプロットしてコンターを画けば，ある高度（h）におけるカバレッジが求められる。

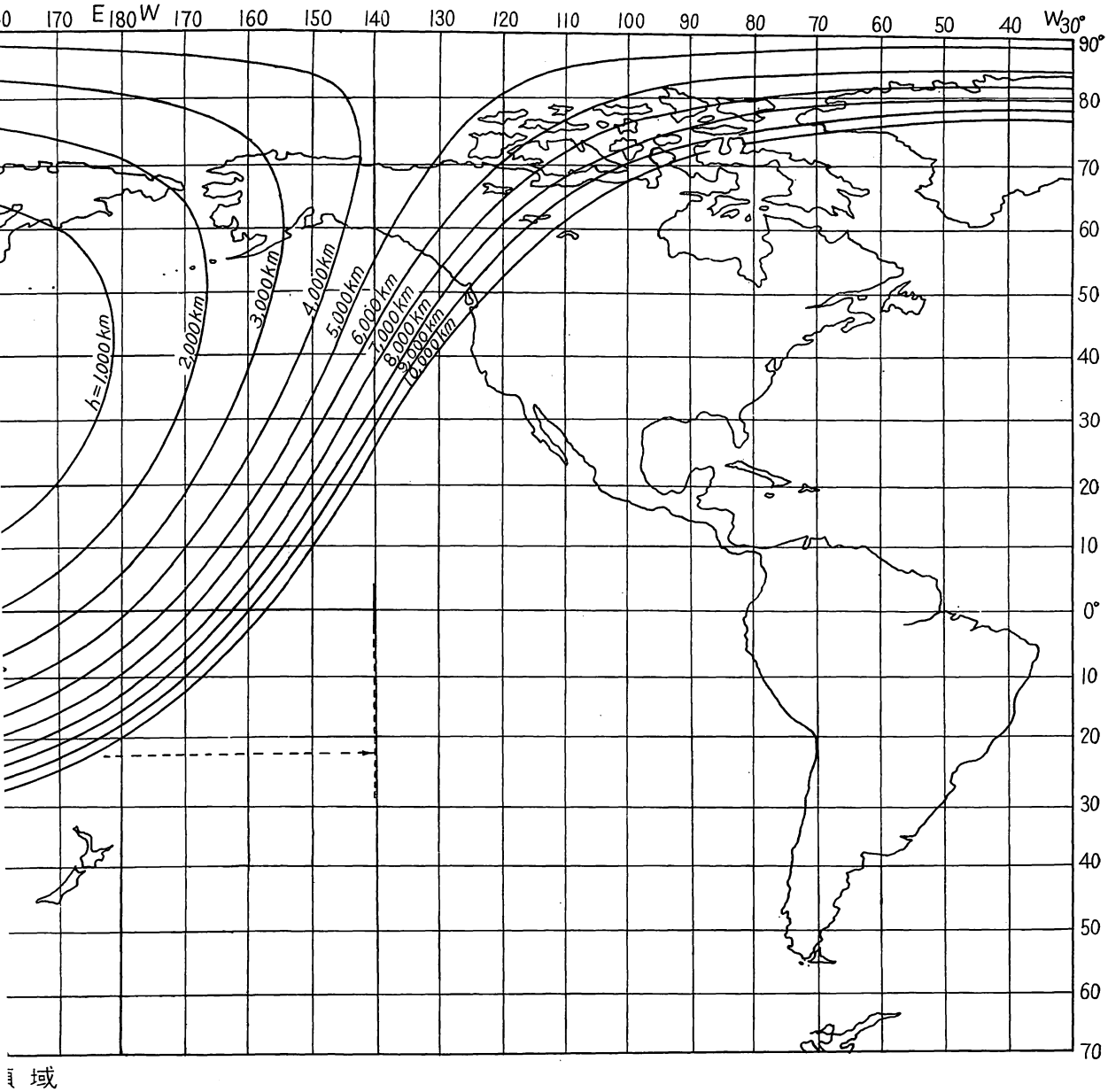
2. 鹿島を中心としたカバレッジ

当研究所の宇宙研究用アンテナの所在地である，茨城県鹿島を中心としたカバレッジを，仰角0度，7.5度，



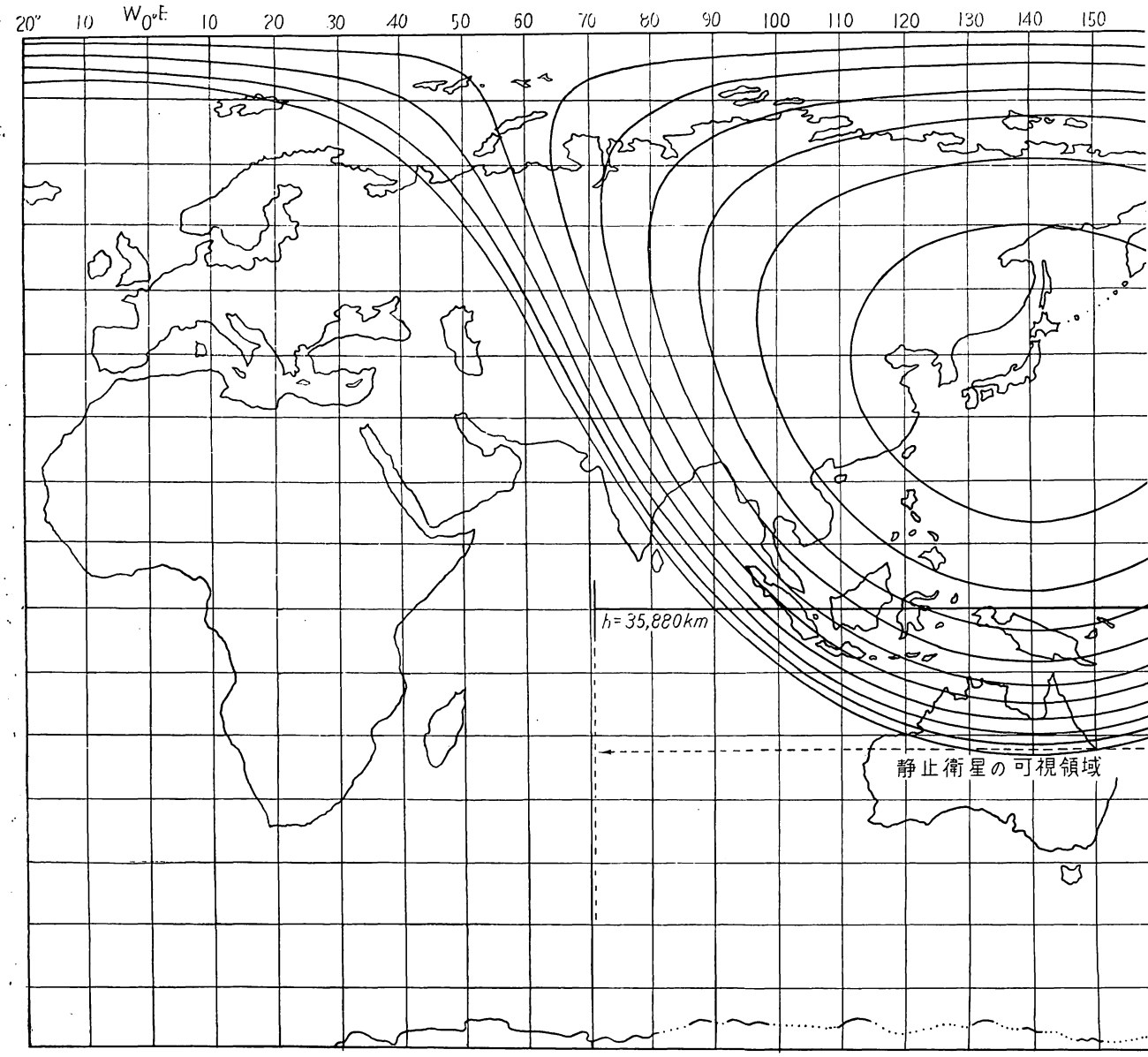
静止衛星の可視領

第 2 図 鹿島を中心とした
仰角：0

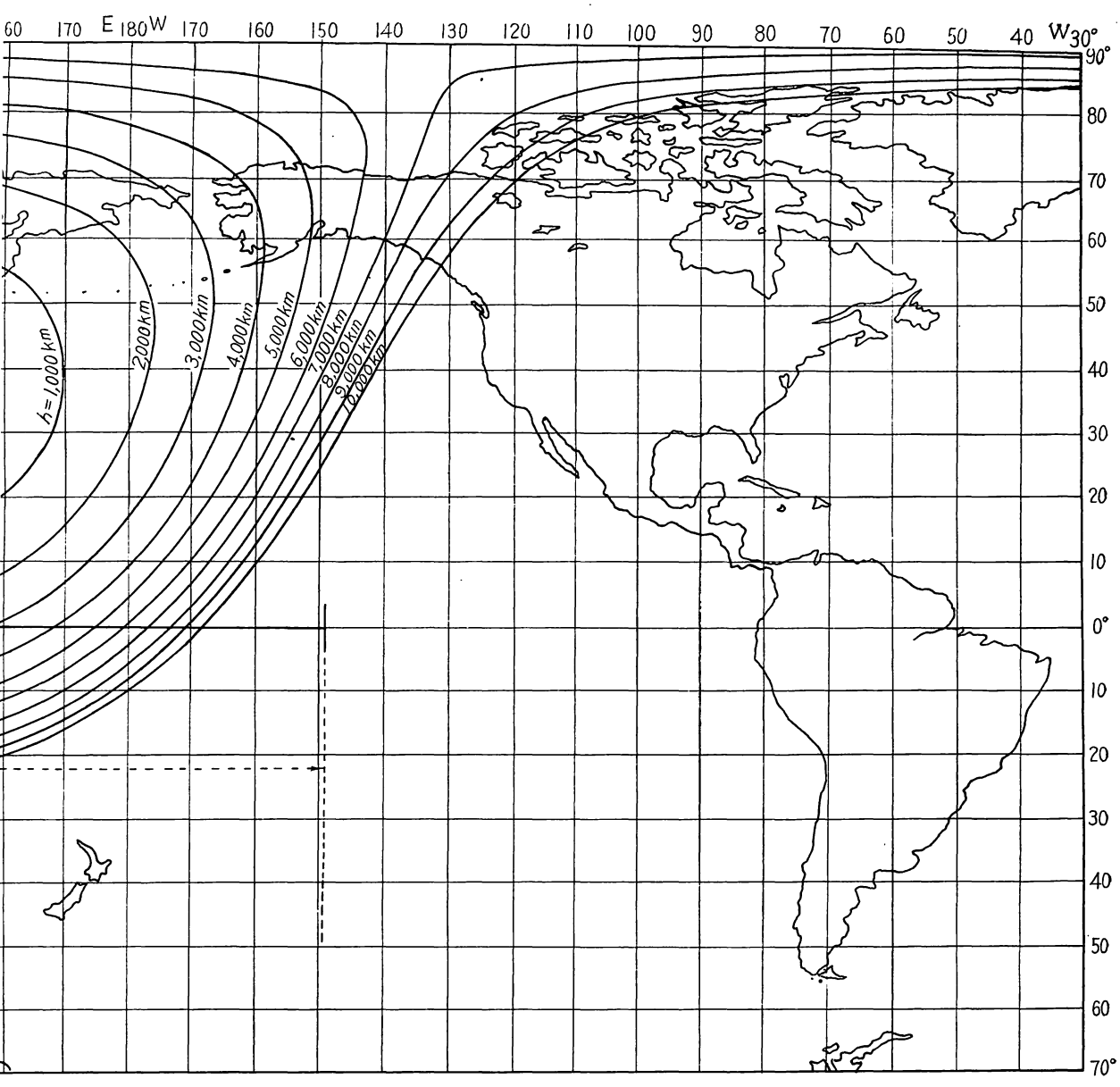


域

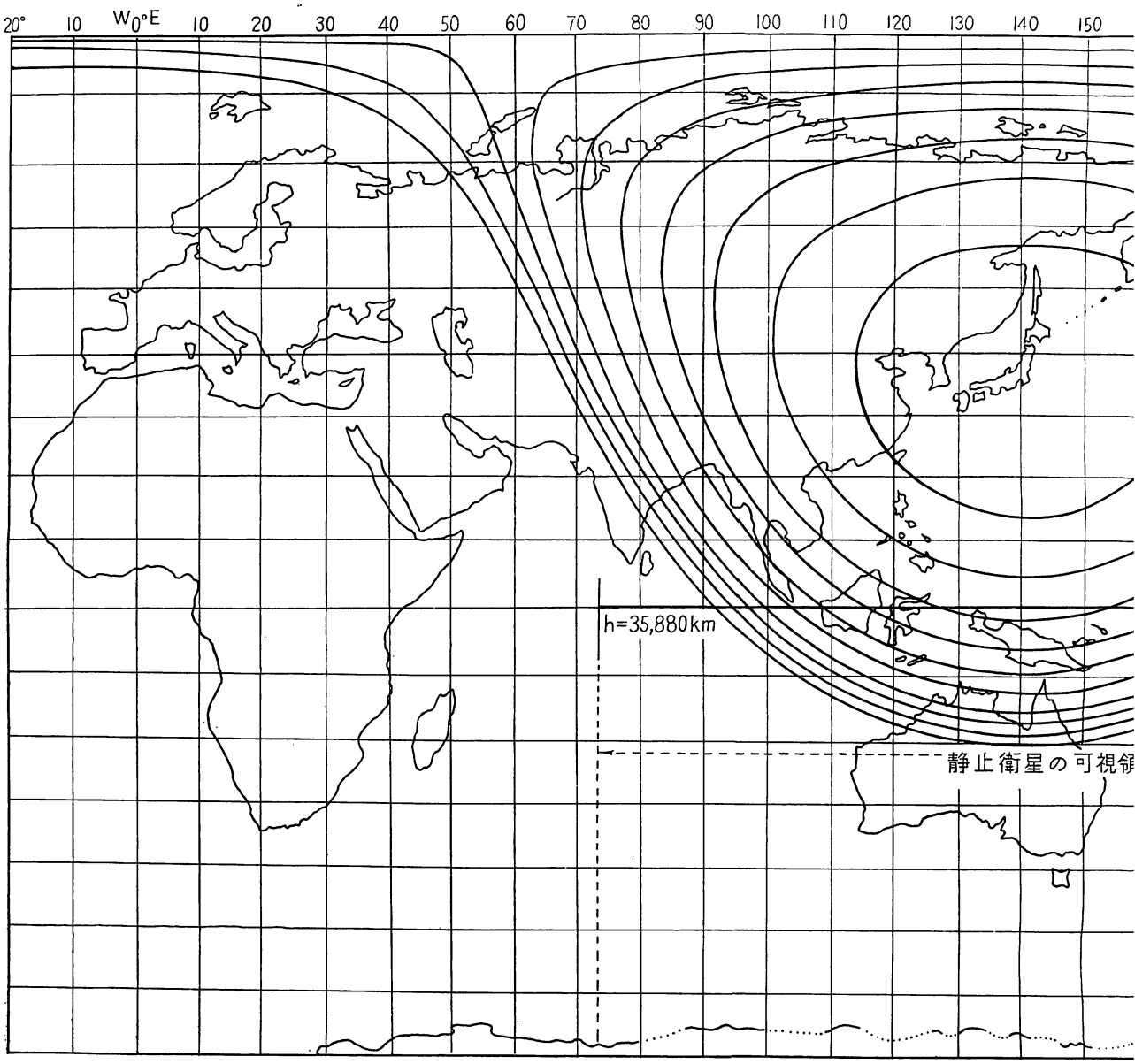
種高度の衛星の可視領域



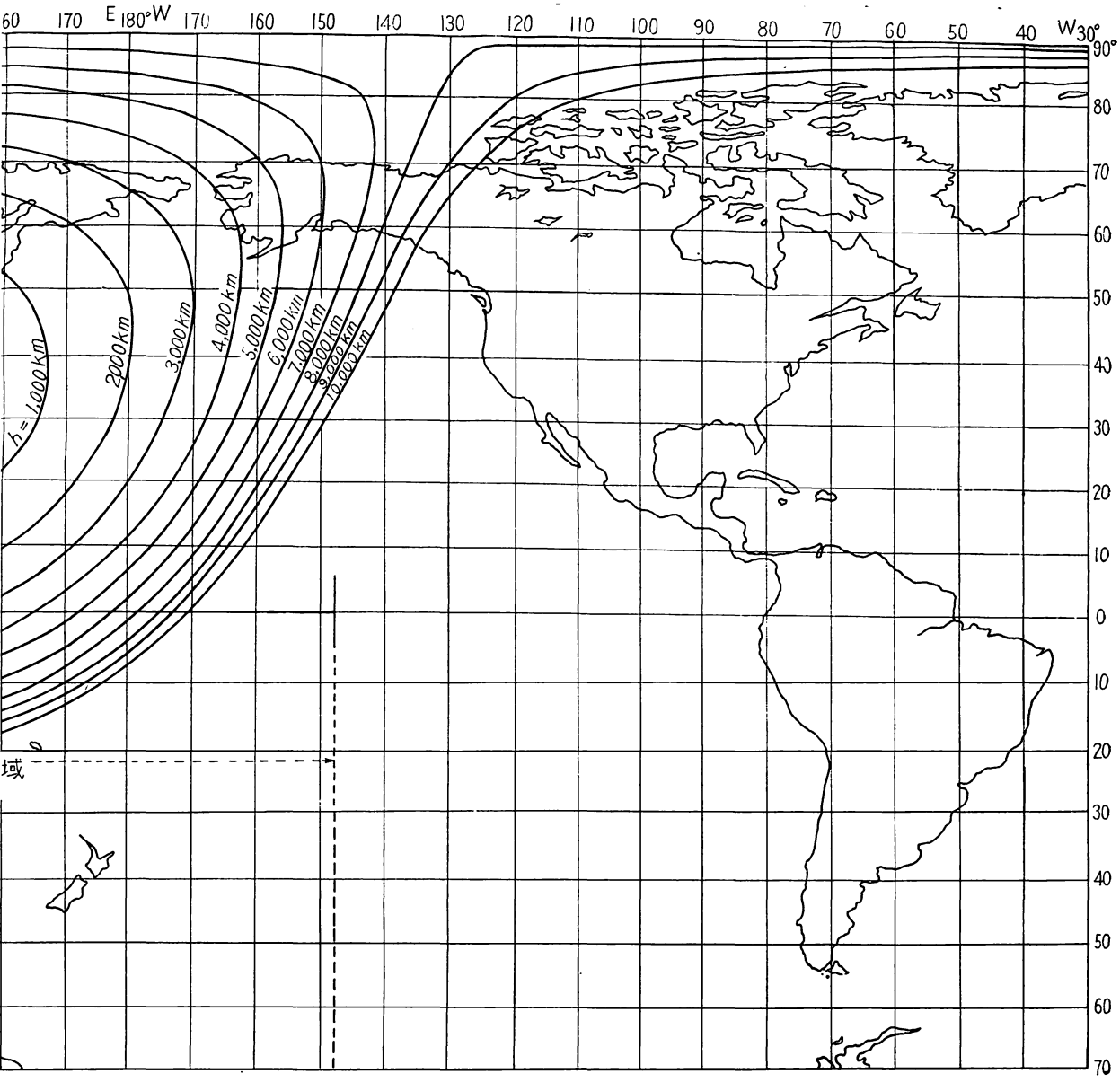
第 3 図　鹿島を中心とした
仰角 7



各種高度の衛星の可視領域
5 度



第 4 図　鹿島を中心とし
仰角：1



各種高度の衛星の可視領域

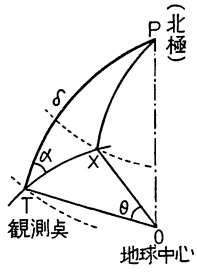
度

第2表 緯 度 計 算 表

衛星高度 (h)＝ 観測点の緯度

地球中心角 (θ)＝ 仰角 (β)＝ δ＝90°－(観測点の緯度)＝

計算順序	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫
計算方法	方位角 α	$\cos\delta$	$\cos\theta$	②×③	$\sin\delta$	$\sin\theta$	$\cos\alpha$	⑤×⑥	⑦×⑧	④＋⑨	arc cos ⑩	90°－⑪



計算式

$\cos\widehat{PX}=\cos\widehat{PT}\cos\widehat{TX}+\sin\widehat{PT}\sin\widehat{TX}\cos\alpha$

$\widehat{PT}=90°-(T$ 点の緯度$)$

$\widehat{TX}=\theta$

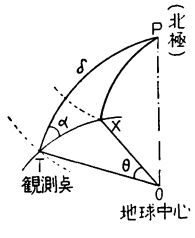
X 点の緯度：⑫：$90°-PX$

第3表 経 度 計 算 表

衛星高度 (h)＝ 観測点の経度

地球中心角 (θ)＝ 仰角 (β)＝

計算順序	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫
計算方法	万位角 α	$\sin\alpha$	$\sin\theta$	②×③	X点の緯度	90°－⑤	$\sin$ ⑥	④/⑦	arc sin ⑧	180°－⑨	T点の経度＋⑩又は⑨	T点の経度－⑩又は⑨



計算式

$$\sin\widehat{TPX}=\frac{\sin\widehat{TX}}{\sin\widehat{PX}}\sin\alpha$$

$\widehat{TX}=\theta$

$\widehat{PX}=90°-(X$ 点の緯度$)$（南緯の場合は＋）

求める X 点の経度 (1) T 点が西経にある場合，東側の X 点＝⑫

(2) 〃 西側の X 点＝⑪

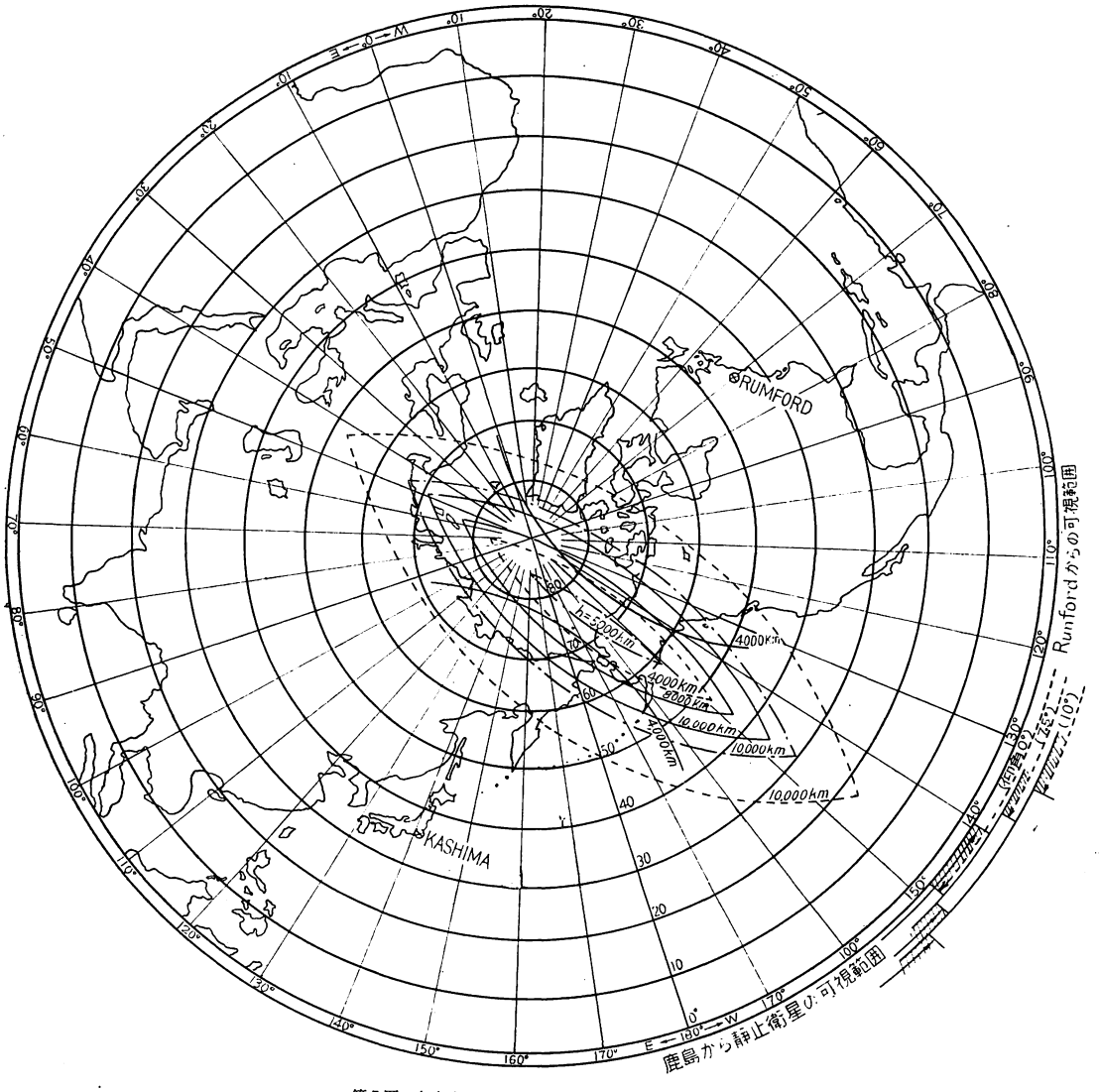
(3) T 点が東経にある場合，東側の X 点＝⑪

(4) 〃 西側の X 点＝⑫

10度ごとに別々に画いたのが第2図，第3図，第4図である。高度(h)はそれぞれ，1,000 km から 10,000 km までの10種とし，更に赤道上空，高度 35,880 km に打上げられた 24 時間同期衛星，すなわち静止衛星の，鹿島から見通しできる範囲も上述の計算法によって算出したものを同時に記入した。ただし 24 時間同期衛星の計算の場合は，地球中心角(θ)は既知だが，方位角(α)の方が未知であるために，赤道上空という条件から緯度＝0°を第2表の緯度計算表に代入して，逆算により方位角(α)を求め，次に第3表の経度計算表によって経度を算出した。

3. 日本——米国東部間の宇宙通信に利用可能な衛星の範囲(共有可視領域)について

米国の太西洋横断人工衛星通信実験計画[9]によれば，東部の Maine 州 Rumford が基地になるとのことであり，いまこの基地と鹿島とで衛星により通信を行なうとすれば，どのくらいの高度(h)の衛星を必要とするかを検討するために，鹿島および Rumford を中心としたカバレッジを計算し，カバレッジが重なり合ったところ，すなわち両基地から共通に見通しのできる範囲（共有可視領域）を図示したのが第5図である。地図は北極を中



第5図　各高度における人工衛星の共有可視領域

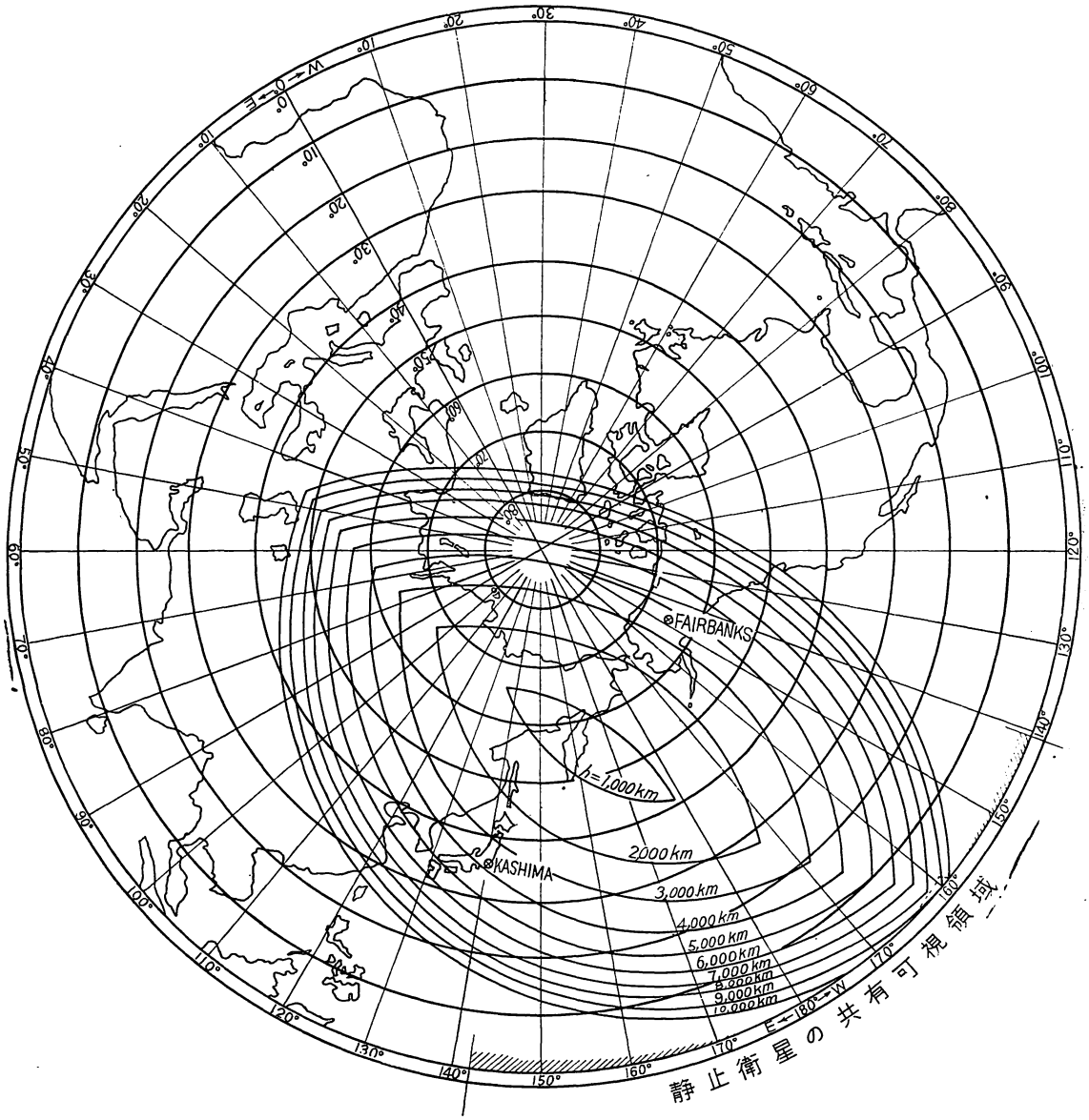
送受信局：鹿島（日本），Rumford, Maine, (U. S. A.)　仰角　10°：———　7.5°：—·—·—　0°：·····

心として画いたものであって，仰角0度，7.5度，10度に従って，それぞれ点線，破線，実線で画いてある。添数は高度(h)である。

特に実線の $h=4,000$ km の線が互いに閉じていないのは，仰角10度で高度 4,000 km の衛星では，両基地の間に共有可視領域のないこと，すなわち見通しのないことを示している。また仰角0度の $h=4,000$ km のカバレッジは，中心角が近似する関係で，仰角 7.5 度の $h=6,000$ km，仰角10度の $h=7,000$ km のカバレッジとほとんど同じ図形になり，また仰角10度の $h=8,000$ km は，仰角7.5度の $h=7,000$ km のとほとんど同じ図形になって重なるために省略した。円周外に，24時間同期衛星の可視範囲を，それぞれ斜線を入れて示すが，仰角0度以外は，両基地からは共通に見通しのできる同期衛星が存在しないことになるために，同期衛星による通信も（シンコム計画）米国東部の基地とでは不可能と思われる。

4. 日本——Alaska 間の宇宙通信に利用可能な衛星の範囲

次に可能性のある場合として，Alaska に米国の宇宙



第6図　各種高度における人工衛星の共有可視領域　仰角：0度

通信用の基地ができた場合の共有可視領域をそれぞれ，仰角0度，7.5度，10度の3種類について算出したものを第6図，第7図，第8図に示す。

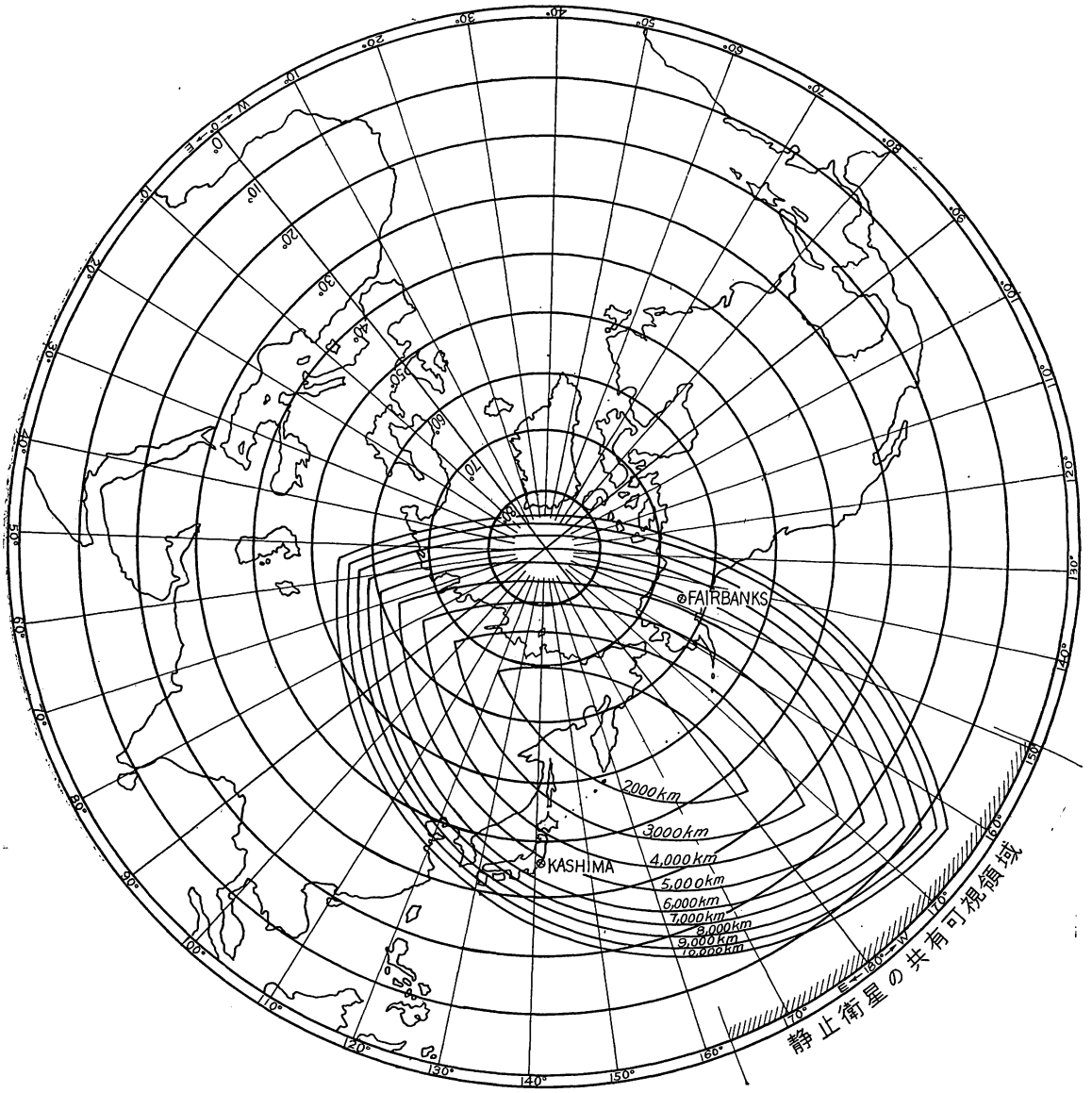
Alaska 側は一応 Fairbanks を仮定し，高度は前節同様に 1,000 km から 10,000 km までの10種類を選んだが，仰角7.5度，10度の場合は便宜上 $h=2,000$ km から画いた。外側には同期衛星の可視領域を斜線で入れてある。この範囲に同期衛星が入れば通信に利用可能である。

5. エコー1号衛星を日本——Alaska 間の通信に利用する場合の計算例

いままで論じて来たカバレッジを応用して計算した一例として，米国の航空宇宙局が 1960 年8月に打上げたところの，もはや反射効率は約半分以下になったとはいえ，現在も飛んでいるエコー1号衛星（反射中継方式）をいま仮りに日本（鹿島）と Alaska（Fairbanks）間の通信に利用した場合を想定して通信可能時間，所要電力などを計算した。

5·1. エコー1号衛星の軌道とカバレッジとの関係

エコー1号は公表データーによると第9図のごとく，平均高度900浬，赤道との傾斜角48度であって，公転

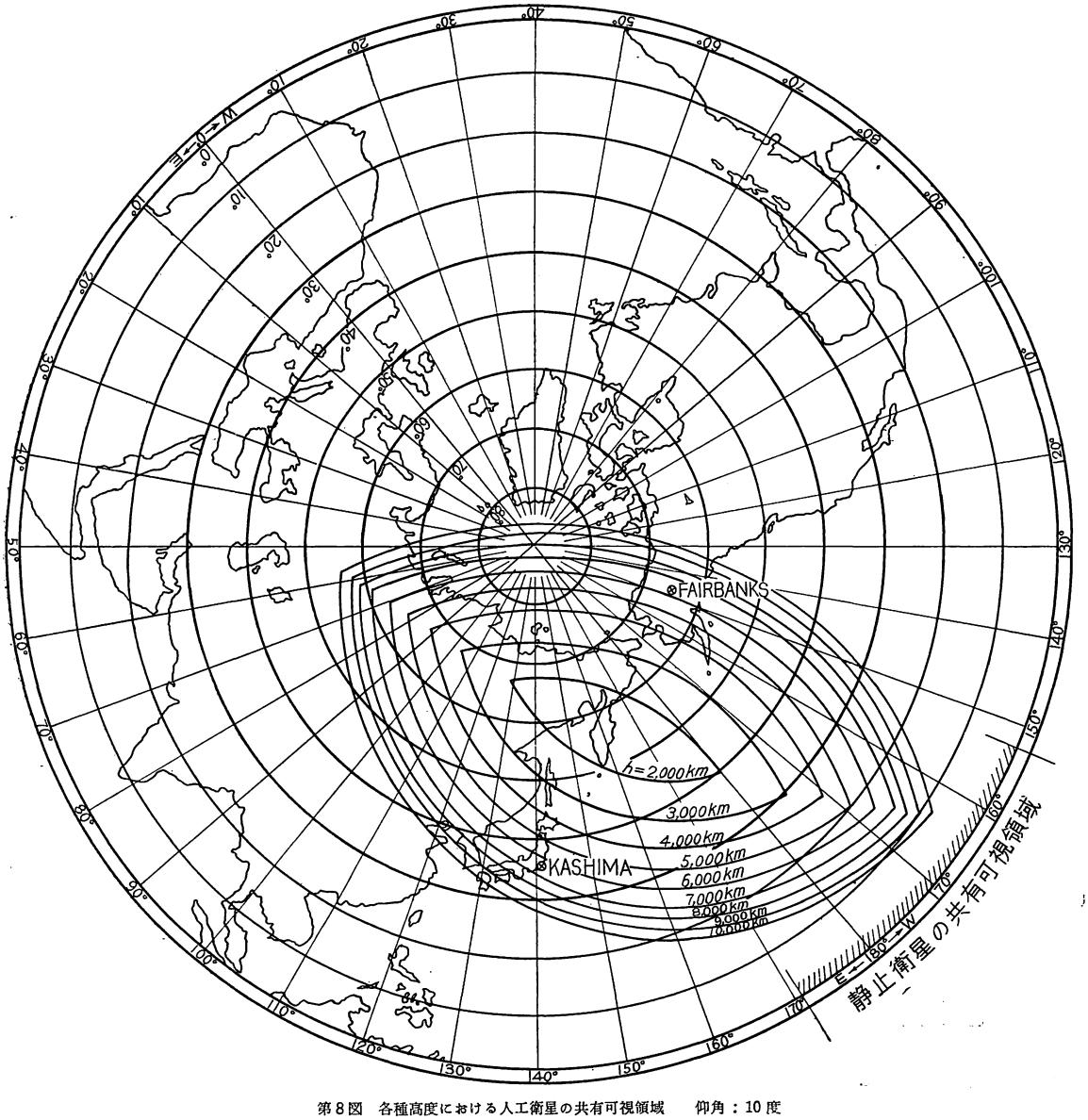


第7図 各種高度における人工衛星の共有可視領域 仰角：7.5度

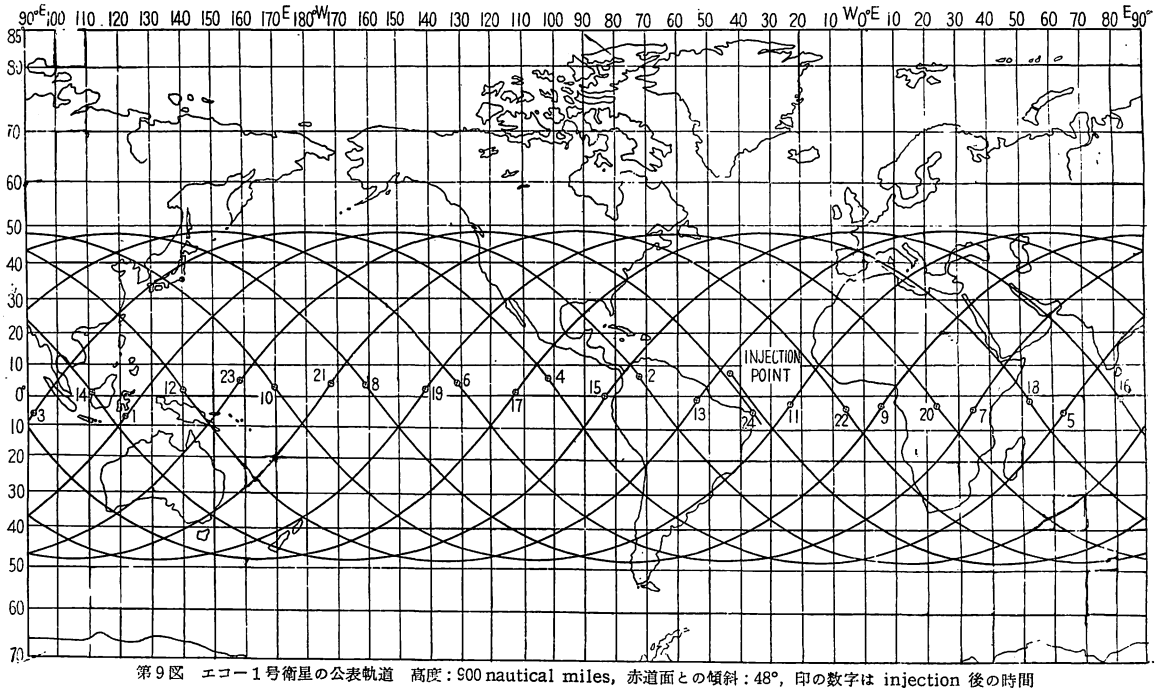
周期が約118分である。一方鹿島—Fairbanks 間のカバレッジを，今回は高度 $(h)=1,670$ km，仰角0度，7.5度，10度についてそれぞれ計算したのを第10図に示す。エコー1号は軌道傾斜が 48 度であるために，北緯 48 度以北には飛来しない。故に鹿島—Fairbanks 間の共有可視領域は図のごとく広く見えるが，実際にエコー1号が入り得る領域は北緯 48 度以南であるために，大部分の共有可視領域は実効的には役立っていないことになる。

いま一例としてエコー1号の軌道を第10図に重ねて点線で記入して示したが，①，②，③，④，の番号は，軌道に乗ってから，それぞれ $(n+1)$ 周目，$(n+2)$ 周目，$(n+3)$ 周目，$(n+4)$ 周目を示しており，各々公転周期（約118分）の時間上の遅れがあるわけである。この例では仰角0度ならば①，②，③の軌道が通信に有効に使用されるが，仰角10度にすると②，③，の軌道しか有効に使用できないし，第9図でわかるとおり，丸1日経過するとほぼ元の軌道の近傍に帰還してくるので，1日の間で上述の番号の軌道しか通信に有効に使用できぬことが明瞭である。

5.2. 1日の平均全通信可能時間



第8図　各種高度における人工衛星の共有可視領域　仰角：10度

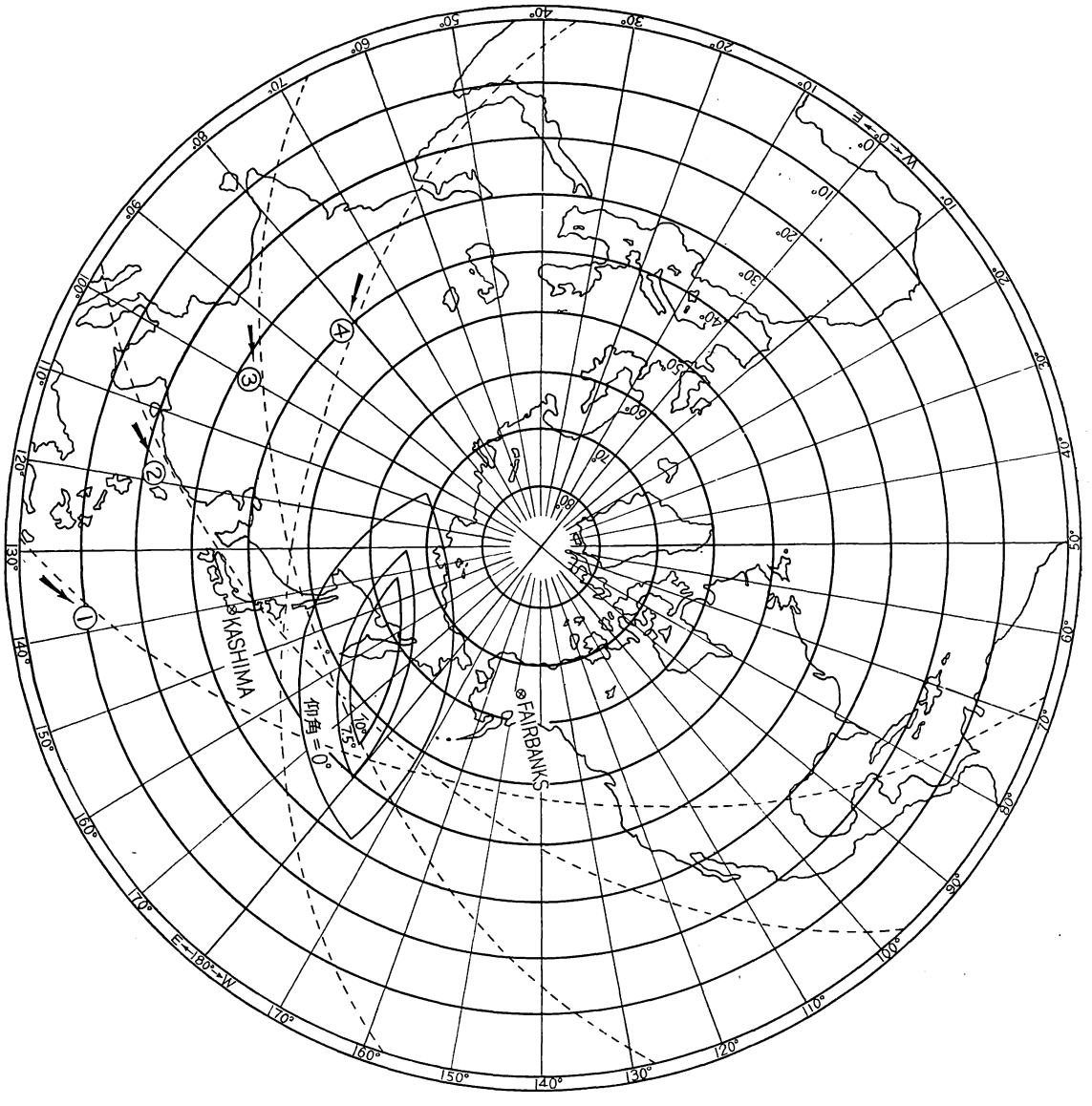


第9図　エコー1号衛星の公表軌道　高度：900 nautical miles，赤道面との傾斜：48°，印の数字は injection 後の時間

前述のごとく共通可視領域と軌道との関係で有効な通信時間を求めるためには，共有可視領域中を飛しょうする時間の1日間の合計時間がわかればよいのであるが，地球の自転周期が，衛星の公転周期（約118分）の整数倍になっていないために，地球が扁平なことによる摂動を無視しても，第9図で示してあるように軌道に乗ってから 24 時間後に完全に元の軌道にもどらずに，約3度くらい西方にずれた軌道を飛ぶことになるので，第10図の軌道は全体として日が経つにつれて，時計方向に約3度ずつ廻ってゆくことになる。しかし約 30 度廻ればほぼ元の軌道と同じ関係になる。すなわち①は②，②は③，③は④に重なってきて始めと同じ相対関係になるので，通信可能時間を算出する場合には，上述のように日によって，すなわち第（$n+1$）周目の軌道の位置によって通信可能時間が変化してくることになる。それ故に軌道の標本を抽出する方法として，第1周目（詳しくは第（$n+1$）周目）の軌道の位置を決定してやれば第2周目以後の軌道は，地球の自転周期と，衛星の公転周期とから，自動的に決定されてくるから，赤道上で経度区間30度の間で，経度1度ごとに第1周目の軌道位置を割当てて，合計 30 個の軌道群をサンプリングして第1群，第2群と番号を付した。この 30 個の軌道群の各々について北緯 30 度線を北方に衛星がよぎってからの飛しょう時間を，それぞれ仰角0度，7.5度，10度についてグラフによって示したのが，第11図，第12図，第13図である。実線は共有可視領域中を飛しょうする時間で，すなわち通信可能時間を示すものである。第11図について説明すると，第1群では横線が3本，第30群では横線が4本あるが，このことは第1周目の相対位置によって，共有可視領域中を衛星軌道がそれぞれ3本，および4本通ったことを意味しており，横線の上下の関係は，各軌道群における第（$m+1$）周目，第（$m+2$）周目を意味しており時間に関しては大体公転周期（約118分）の遅れがあるわけである。また第9図，第10図の軌道からもわかるとおり，1日のうちで，この軌道群のいずれか一つをとった場合には，その日はもうほかの軌道群はとり得ないわけであるから，いまエコー1号衛星を利用すると仮定した場合，1日間での通信可能時間は，日によってこの軌道群のうちのいずれか一つの群の有効通信時間の合計にほぼ対応してくるわけであるから，いま1回の通信の継続時間を考えなければ，1日間の平均の全通信時間は，上述の 30 個の軌道群に関して平均を出しておけばよいので，その結果を第4表に示す。また1回の平均通信継続時間は第5表に示す。

第4表　エコー1号衛星による，日本（鹿島）——Alaska（Fairbanks）間の1日の平均，全通信可能時間

仰　角	1日の平均全通信時間
0°	1,732 秒 ≒ 29 分
7.5°	451 秒 ≒ 7.5 分
10°	118 秒 ≒ 2 分



第10図　エコー１号衛星の軌道と共有可視領域

第５表　エコー１号衛星による，日本（鹿島）――Alaska（Fairbanks）間の１回の平均通信継続時間

仰　　角	１回の平均通信継続時間
0°	419.0 秒 ≒ 7 分
7.5°	180.2 秒 ≒ 3 分
10°	82.5 秒 ≒ 1.4 分

5.3. 所要送信電力

次にいまエコー１号衛星を利用して，テレビまたは電話 600 回線を鹿島―Fairbanks 間で送信する場合に必要と思われる送信電力を参考として計算した。

距離としては，共有可視領域の端にきた場合を考慮して，そのときの仰角に応じて有効な領域の最大斜距離を採用した。通信方式として，PCM そのほかいろいろと考えられるだろうが，今回は高感度通信方式の一種であるところの帰還―FM 方式をとり，ベースバンド幅 5 Mc/s，信頼できる受信を確保する目的で，受信機中間周波数における信号対雑音比を16以上（スレショールドマージン 12 db）とし，１通話路あたりの受信機出力段の信号対雑音比を 40 db にとる。送受信アンテナ系として，各直径 30 m のパラボラを使用し，空中線能率は 60 %を一応採用した。エコー１号は直径 30 m の完全反射

球とし，反射能率を100%とする。空中線入力回路，調整などによる受信系の損失を，Bell Telephone Laboratories のデーターによって等価温度30°K としたが，米国の JTAC (the Joint Technical Advisory Committee of the Institute of Radio Engineers and the Electronic Industries) の報告によれば70°K を[13]推奨している。

無線周波増幅器の等価雑音温度をそれぞれ，メーザー；7°K，パラメトリック増幅器；100°K，通常の増幅器；3000°K とし，天空の等価雑音温度は仰角0度，7.5度，10度ごとに，それぞれ 110°K, 20°K, 15°K を採用した。周波数を 4,000 Mc/s, 6,000 Mc/s に選んで計算した結果を第6表に示す。

計算はまず次式によって path loss (L)[2] を求めた。

$$L=\frac{P_T}{P_R}=\frac{16\lambda^2 p^4}{A_1A_2D^2} \qquad (5.1)$$

P_T=送信電力

P_R=受信電力

λ=波　長

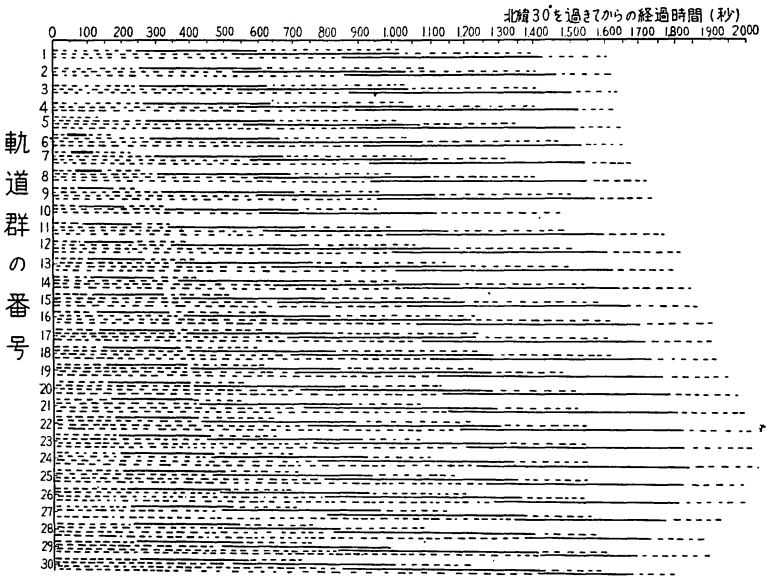
p=衛星に対する斜距離（幾何平均）

A_1A_2=地球局のアンテナの有効面積

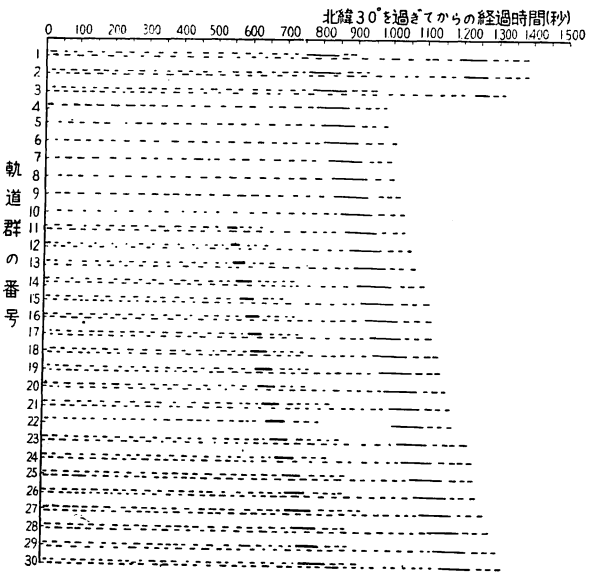
D=反射球直径

次に所要受信電力として，中間周波のバンド幅はベースバンドの変調バンド幅の2倍を必要とするために，雑音レベルは 2kTb (b=ベースバンドの変調バンド幅)，これに上述の16以上の信号対雑音比を必要とする条件を入れ，仰角，使用受信機などに応じてそれぞれ等価雑音温度を入れてゆけば受信電力が求められ，これと path loss (L) とによって所要送信電力が得られる。

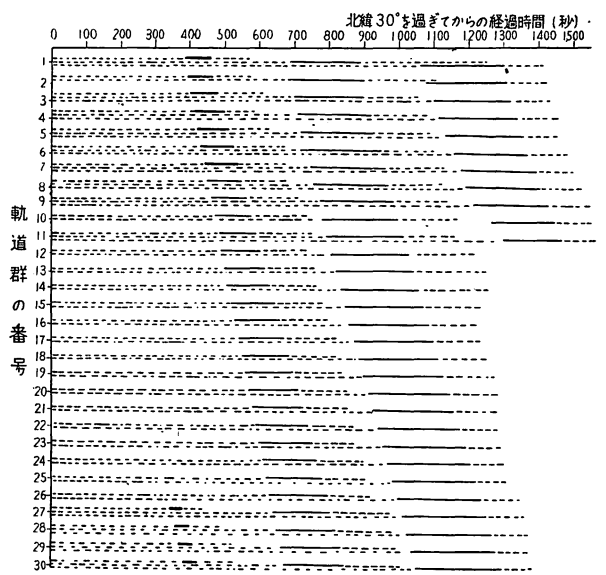
パラメトリック増幅器以上の高性能な増幅器を使用し，仰角7.5度以上を対象として実施できれば，高出力のクライストロンを並列運転するという，極めて常識的な方法をとっても，現在の技術レベルで必ずしも不可能なものとは思われない。



第11図　エコー1号衛星による通信時間
仰角：0度
——：通信可能時間



第12図　エコー1号衛星による通信時間
仰角：7.5度
——：通信可能時間



第13図　エコー1号衛星による通信時間
仰角：10度
——：通信可能時間

第6表 エコー1号衛星による日本(鹿島)——Alaska (Fairbanks) 間の通信に必要な送信電力

周波数 (Mc/s)	仰角	所要送信電力 (kW)		
		メーザー	パラメトリック増幅器	普通の増幅器
4,000	0°	100.0	151.4	2,140
〃	7.5°	21.4	55.0	1,120
〃	10°	14.5	40.7	850
6,000	0°	43.7	70.8	930
〃	7.5°	9.5	24.6	501
〃	10°	6.5	18.2	380

あとがき

以上が企画課調査係において従来調査を実施してきた，宇宙通信に関する基礎的な資料の一部である。勿論宇宙通信は目下電波工学方面における緊急な研究課題であり，また宇宙物理学をはじめとし，無線工学，電子工学，飛しょう体工学など，広範囲にわたる総合的な高度の共同研究の上に立って推進しなければ開発が望まれぬ部門であるため，必要とする資料は軌道関係をはじめ，アンテナ系，送，受信機，通信方式，混信問題など膨大なものとなり，われわれの到底およぶところではないのであるが，その第一歩として敢て発表した次第であり，今後の調査の進展にともない，逐次発表のできることを期待する。終りにプロジェクトの選定，推進に御尽力あった上田所長および青野，河野の各次長並びに直接御指導をいただいた藤木次長，糟谷企画課長，田尾主任研究官，種々の資料の御援助を下さった尾上室長を始めとする宇宙通信研究室の方々，およびいろいろと御援助を下さった企画課，沢路，山岡両技官と，特に数値計算などで甚大な御協力のあった企画課斎藤嬢など，以上の方々に心から感謝の意を表する次第である。

参考文献

(1) Pierce, J. R. and Kompfner, R., "Transoceanic Communication by Means of Satellites," Proc. IRE, **47**, No. 3, pp. 372～380, Mar., 1959.

(2) Campbell, R. D., "World-wide Communications using Satellite Repeaters," IRE Trans. of Vehicular Communications, Aug., 1961, No. 2.

(3) "Frequency Allocations for Space Communications," A Report of the Joint Technical Advisory CommitteeIRE-EIA, Proc. IRE, **49**, No. 6, pp. 1009～1015, Jun., 1961.

(4) Pollack, L., "Active Satellites," U. R. S. I. XIII General Assembly, London, Sep., 1960.

(5) Pollack, L., "Radio Communication Using Earth-Satellite Repeaters," Electrical Communication, **36**, No. 3, pp. 180～188 Mar., 1960.

(6) Pierce, J. R., "Satellites and Television," Telecommunication Journal, pp. 334～338, Jun., 1961.

(7) Carson, J. R., "Frequency-Modulation : Theory of the Feedback Receiving Circuit," **18**, No. 3, pp. 395～403, Jul., 1939.

(8) Chaffee, J. G., "The Application of Negative Feedback to Frequency-Modulation Systems," **18**, No. 3, pp. 404～437, Jul., 1939.

(9) "Commercial Apprications of Space Communications Systems," Report of the Committee on Science and Astronautics U. S. House of Representatives, Oct. 11, 1961, 87 th Congress. 1st. Session, House Report No. 1279.

(10) "Radio Noise Sources and Characteristics-I," NBS Course in Radio Propagation, Summer 1961, Ionospheric Propagation, Lecture No. 29.

(11) "Radio Noise Sources and Characteristics-II," NBS Course in Radio Propagation, Summer 1961, Ionospheric Propagation, Lecture No. 30.

(12) "Optimum Frequencies for Communication with and between Space Vehicles," NBS Course in Radio Propation, Summer 1961, Ionospheric Propagation, Lacture No. 41.

(13) "Space Communication," NBS Course in Radio Propagation, Summer 1961, Ionospheric Propagation, Lecture No. 42.

(14) Victor, W. K. and Stevens, R., "The Role of the Jet Propulsion Laboratory in Project Echo," IRE Trans. on Space Electronics and Telemetry, **SET-7** No. 1, pp. 20～28, Mar., 1961.

(15) Vincent, W. R. and Peterson, A M., "Interference in Satellite Communication Systems," U. R. S. I. Symposium on Space Communication Research, Paris, pp. 18～22, Sep., 1961.

(16) 沢路和明；"宇宙通信に関する電波伝ぱんの概観と人工衛星の基礎的軌道要素"，電波研季報，**8**, No. 34, Jan., 1962.