

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2017-511885  
(P2017-511885A)

(43) 公表日 平成29年4月27日(2017.4.27)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>GO 1 S 19/02 (2010.01)</b>	GO 1 S 19/02	5 J 0 6 2
<b>GO 1 S 19/03 (2010.01)</b>	GO 1 S 19/03	
<b>GO 1 S 19/43 (2010.01)</b>	GO 1 S 19/43	
<b>GO 1 S 19/48 (2010.01)</b>	GO 1 S 19/48	
<b>B 6 4 G 1/10 (2006.01)</b>	B 6 4 G 1/10	

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 89 頁)

(21) 出願番号 特願2016-554556 (P2016-554556)  
 (86) (22) 出願日 平成27年2月26日 (2015. 2. 26)  
 (85) 翻訳文提出日 平成28年10月19日 (2016. 10. 19)  
 (86) 国際出願番号 PCT/US2015/017787  
 (87) 国際公開番号 WO2015/130950  
 (87) 国際公開日 平成27年9月3日 (2015. 9. 3)  
 (31) 優先権主張番号 61/944, 752  
 (32) 優先日 平成26年2月26日 (2014. 2. 26)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

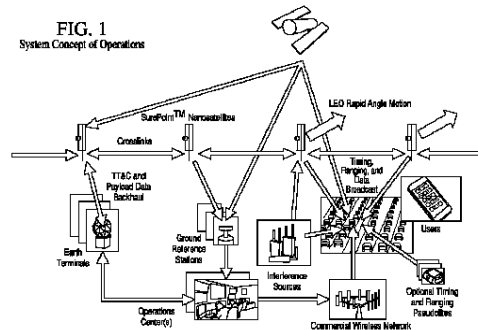
(71) 出願人 516256179  
 コーエン, クラーク, エマーソン  
 COHEN, Clark, Emerson  
 アメリカ合衆国, ワシントン, ディーシー  
 20003, ディー ストリート サウ  
 スイースト 643  
 (74) 代理人 100108914  
 弁理士 鈴木 壯兵衛  
 (72) 発明者 コーエン, クラーク, エマーソン  
 アメリカ合衆国, ワシントン, ディーシー  
 20003, ディー ストリート サウ  
 スイースト 643  
 Fターム(参考) 5J062 AA04 AA06 BB01 BB03 CC07  
 DD03 DD23 EE02 FF01 FF02  
 FF04

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 性能及びコストが改善されたグローバルナビゲーション衛星システムアーキテクチャ

(57) 【要約】

グローバル方式の測位、ナビゲーション、及び、タイミング(PNT)において、特にその一例がグローバルポジショニングシステム(GPS)であるグローバルナビゲーション衛星システム(GNNS)の性能を高める、かなりの費用効率が低い改良が導入される。解決策は、精度、完全性、取得時間、干渉除去、及び、スプーフィング防御を含む性能メトリックをかなり改良する。改良された信号処理と組み合わせられる低コストアーキテクチャを使用する小型衛星のコンステレーションは、スペクトル効率が高い輸送可動性にとって手頃な価格のインペイラーをもたらす。衛星測位に対するより大きな依存へのトラフィック管理近代化移行として、解決策は、ナビゲーション及び監視に対する意図的な干渉及び意図的でない干渉の両方からの新たな防御を航空ユーザに対して与える。また、知的輸送が自動車のための開発下にある時代を踏まえて、信頼できるwhere-in-lane測位は、関連する自律車両において新たな用途を可能にする。新たな軍事的能力がPNT利用可能性を高める。



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

サービスデータプロセッサ、グローバルナビゲーションサテライトシステム（GNSS）衛星から受信された測定値、及び、地球低軌道（LEO）衛星から受信された測定値を利用する少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法であって、前記測定値がキャリア位相疑似距離を含む、方法において、

（a）少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサが、（i）少なくとも1つの前記LEO衛星によって前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つから受信された前記測定値、（ii）少なくとも1つの地上基準局により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つ及び少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された前記測定値、及び/又は、（iii）少なくとも1つの前記LEO衛星によりLEO間クロスリンク送信を介して少なくとも1つの他の前記LEO衛星から受信された前記測定値を受け入れるステップと、

（b）少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサが、利用可能な前記疑似距離から少なくとも1つの前記LEO衛星のための正確な軌道予測及びクロック予測を生成するステップと、

（c）少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサが、前記少なくとも1つのユーザ装置がその位置を信号受信時に計算して前記GNSS衛星及び前記LEO衛星からの更なるキャリア位相疑似距離を測定するときに前記正確な軌道予測及びクロック予測を考慮に入れることができるようにするために前記予測を前記少なくとも1つのユーザ装置へ広めるステップと、

を含む方法。

## 【請求項 2】

（a）少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサは、（i）少なくとも1つの前記LEO衛星によって前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つから受信された前記測定値、及び、（ii）前記少なくとも1つの地上基準局により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つ及び少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された前記測定値を受け入れ、

（b）少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサは、（i）少なくとも1つの前記LEO衛星により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つから受信された前記疑似距離から前記軌道予測を生成するとともに、（ii）前記少なくとも1つの地上基準局により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つ及び少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された前記疑似距離から前記クロック予測を生成する、

請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

## 【請求項 3】

前記少なくとも1つの地上基準局により前記少なくとも1つの他のLEO衛星から受信された前記測定値は、前記少なくとも1つの地上基準局が少なくとも1つの前記LEO衛星のフットプリントの外側にある形態からのものである、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

## 【請求項 4】

前記地上基準局により前記LEO衛星から受信された測定値が利用できない、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

## 【請求項 5】

前記LEO衛星により前記GNSS衛星から受信された測定値が利用できない、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

## 【請求項 6】

（i）前記少なくとも1つのLEO衛星は、前記GNSS衛星から又は他の前記LEO衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するのに用いる受信器と、前記地上基準局により

10

20

30

40

50

受信されるべきキャリア位相をブロードキャストするのに用いる送信器とに対してコヒーレントに結合される既知の安定性を有するオシレータを含み、( i i ) 前記少なくとも1つのユーザ装置は、前記衛星、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、前記クロック予測が受信された際に経由するデータ配布手段の使用不能に起因する1つ以上の前記クロック予測の損失に耐える、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項7】

前記少なくとも1つのサービスデータプロセッサは、W A A S マスターステーション又は精密ポイント測位ネットワークオペレーションセンターに組み込まれる、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

10

【請求項8】

前記広めるステップは、S B A S 衛星、インマルサット狭バンド、N D G P S データブロードキャスト、V H F 航空無線、4 G L T E、D O T I T S V 2 I 5 . 9 G H z 標準規格ブロードキャスト、又は、前記L E O 衛星を使用して達成される、請求項1に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項9】

サービスデータプロセッサ、G N S S 衛星から受信された測定値、及び、L E O 衛星から受信された測定値を利用する少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法であって、前記測定値がキャリア位相疑似距離を含む、方法において、

20

( a ) 前記少なくとも1つのユーザ装置が、少なくとも1つの前記L E O 衛星における少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより広められる正確な軌道予測及びクロック予測を受け入れるステップであって、前記正確な軌道予測及びクロック予測が、( i ) 少なくとも1つの前記L E O 衛星によって少なくとも1つの前記G N S S 衛星から受信された、( i i ) 少なくとも1つの地上基準局により少なくとも1つの前記G N S S 衛星及び少なくとも1つの前記L E O 衛星から受信された、及び/又は、( i i i ) 少なくとも1つの他の前記L E O 衛星と少なくとも1つの前記L E O 衛星との間のL E O 間クロスリンク送信から受信された、少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより受け入れられる利用可能な疑似距離から生成される、ステップと、

30

( b ) 前記少なくとも1つのユーザ装置が、その位置を信号受信時に計算して前記G N S S 衛星及び前記L E O 衛星からの更なるキャリア位相疑似距離を測定するときに前記正確な軌道予測及びクロック予測を考慮に入れる、ステップと、

を含む方法。

【請求項10】

( i ) 前記正確な軌道予測は、少なくとも1つの前記L E O 衛星により少なくとも1つの前記G N S S 衛星から受信された少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより受け入れられる前記疑似距離から生成され、( i i ) 前記正確なクロック予測は、前記少なくとも1つの地上基準局により少なくとも1つの前記G N S S 衛星及び少なくとも1つの前記L E O 衛星から受信された前記疑似距離から生成される、請求項9に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

40

【請求項11】

前記少なくとも1つの地上基準局により前記少なくとも1つの他のL E O 衛星から受け入れられる前記疑似距離は、前記少なくとも1つの地上基準局が少なくとも1つの前記L E O 衛星のフットプリントの外側にある形態からのものである、請求項9に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項12】

前記地上基準局により前記L E O 衛星から受信された疑似距離が利用できない、請求項9に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするため

50

の方法。

【請求項 13】

前記 L E O 衛星により前記 G N S S 衛星から受信された疑似距離が利用できない、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項 14】

( i ) 前記少なくとも 1 つの L E O 衛星は、前記 G N S S 衛星から又は他の前記 L E O 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するのに用いる受信器と、前記地上基準局により受信されるべきキャリア位相をブロードキャストするのに用いる送信器とに対してコヒーレントに結合される既知の安定性を有するオシレータを含み、( i i ) 前記少なくとも 1 つのユーザ装置は、前記衛星、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、前記クロック予測が受信された際に経由するデータ配布手段の使用不能に起因する 1 つ以上の前記クロック予測の損失に耐える、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

10

【請求項 15】

少なくとも 1 つのカメラ、ライダー受信器、又は、レーダー受信器から選択される他のセンサの融合を重み付けるために受信器自律型完全性モニタリング ( R A I M ) を使用するステップを更に含む、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項 16】

想定し得る干渉に対抗するために衛星の少なくとも 1 つの対にわたってコヒーレント相互相関を形成するステップを更に含む、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

20

【請求項 17】

前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星が既知のオシレータ安定性を有し、少なくとも 1 つの前記サービスデータプロセッサから前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星の正確なクロック予測を受けるとともに、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、前記クロック予測が受信された際に経由するデータ配布手段の使用不能に起因する 1 つ以上の前記クロック予測のその後の損失に耐えるステップを更に含む、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

30

【請求項 18】

前記方法は、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、それらの間の或いはそこからのデータ配布手段の使用不能に起因する 1 つ以上の前記クロック予測のその後の損失に耐えるにもかかわらず行われる、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項 19】

前記少なくとも 1 つの L E O 衛星は、P R N コード再使用を通じて必要とされる P R N コードの数を最小にする前記 L E O 衛星のコンステレーションに含まれる、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

40

【請求項 20】

( a ) 前記ユーザ装置が、それが移動している時間に、既知のオシレータ安定性を有する 1 つ以上の地上の自走式の事前に測量されたスードライトからブロードキャスト信号を受けてそこからキャリア位相疑似距離を測定するステップと、( b ) 前記スードライトの事前に測量された位置と既知のオシレータ安定性とを前記位置計算に組み入れるステップと、を更に備える、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

【請求項 21】

前記スードライトが 5 . 9 G H z バンドでブロードキャストする、請求項 20 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

50

**【請求項 2 2】**

前記スードライトの一部又は全部が街路レベルに装着される、請求項 2 0 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

**【請求項 2 3】**

前記スードライトの一部又は全部が前記車両よりも上側に装着される、請求項 2 0 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

**【請求項 2 4】**

( a ) 信号を受信して、マルチバンド L E O 衛星、単一バンド L E O 衛星、及び、G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するステップと、

10

( b ) サービスデータプロセッサが、前記 L E O 衛星及び前記 G N S S 衛星の両方の正確な軌道予測及びクロック予測と、道路固有の電離圏推定値及び対流圏推定値とを収集するステップと、

( c ) 前記道路固有の推定値を適用して、前記単一バンド L E O 衛星疑似距離を補正するステップと、

を更に備える、請求項 9 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

**【請求項 2 5】**

前記単一バンド L E O 衛星信号のうち 1 つ以上が 1 , 5 7 5 , 4 2 0 , 0 0 0 H z に中心付けられるバンドでブロードキャストされる、請求項 2 4 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

20

**【請求項 2 6】**

前記単一バンド L E O 衛星信号のうち 1 つ以上が 1 , 6 1 6 , 0 0 0 , 0 0 0 ~ 1 , 6 2 6 , 5 0 0 , 0 0 0 H z の範囲にまたがるバンドでブロードキャストされる、請求項 2 4 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法。

**【請求項 2 7】**

サービスデータプロセッサ、G N S S 衛星から受信された測定値、及び、L E O 衛星から受信された測定値を利用する少なくとも 1 つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサであって、前記測定値がキャリア位相疑似距離を含む、サービスデータプロセッサにおいて、

30

( a ) ( i ) 少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星によって前記 G N S S 衛星のうち少なくとも 1 つから前記測定値を受け入れる、( i i ) 少なくとも 1 つの地上基準局により前記 G N S S 衛星のうち少なくとも 1 つ及び前記少なくとも 1 つの L E O 衛星から前記測定値を受け入れる、及び/又は、( i i i ) 少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星により L E O 間クロスリンク送信を介して少なくとも 1 つの他の前記 L E O 衛星から前記測定値を受け入れるための手段と、

( b ) 少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星により受信された利用可能な前記疑似距離から少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星における正確な軌道予測及びクロック予測を生成するための手段と、

40

( c ) 前記少なくとも 1 つのユーザ装置がその位置を信号受信時に計算して前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星からの更なるキャリア位相疑似距離を測定するときに前記正確な軌道予測及びクロック予測を考慮に入れることができるようにするために前記予測を前記少なくとも 1 つのユーザ装置へ広めるための手段と、

を備えるサービスデータプロセッサ。

**【請求項 2 8】**

( a ) 受け入れられた測定値は、( i ) 少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星によって前記 G N S S 衛星のうち少なくとも 1 つから受信されるとともに、( i i ) 前記少なくとも 1 つの地上基準局により前記 G N S S 衛星のうち少なくとも 1 つ及び少なくとも 1 つの前記 L E O 衛星から受けられ、及び、

50

(b) 生成された前記軌道予測は、少なくとも1つの前記LEO衛星により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つから受信された前記疑似距離からのものであり、生成された前記クロック予測は、前記少なくとも1つの地上基準局により前記GNSS衛星のうちの少なくとも1つ及び少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された前記疑似距離からのものである、

請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

【請求項29】

前記少なくとも1つの地上基準局により前記少なくとも1つの他のLEO衛星から受信された前記測定値は、前記少なくとも1つの地上基準局が少なくとも1つの前記LEO衛星のフットプリントの外側にある形態からのものである、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

10

【請求項30】

前記地上基準局により前記LEO衛星から受信された測定値が利用できない、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

【請求項31】

前記LEO衛星により前記GNSS衛星から受信された測定値が利用できない、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

20

【請求項32】

(i) 前記少なくとも1つのLEO衛星は、前記GNSS衛星から又は他の前記LEO衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するのに用いる受信器と、前記地上基準局により受信されるべきキャリア位相をブロードキャストするのに用いる送信器とに対してコヒーレントに結合される既知の安定性を有するオシレータを含み、(ii) 前記少なくとも1つのユーザ装置は、前記衛星、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、前記クロック予測がチャネリングされる際に経由するデータ配布手段の使用不能に起因する1つ以上の前記クロック予測の損失に耐える、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

30

【請求項33】

前記サービスデータプロセッサが衛星搭載である、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

【請求項34】

前記LEO衛星によりホストされる集積回路チップセットに設けられる結合された送信器及び受信器を更に含む、請求項33に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

【請求項35】

前記少なくとも1つのサービスデータプロセッサは、WAASマスターステーション又は精密ポイント測位ネットワークオペレーションセンターに組み込まれる、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

40

【請求項36】

前記広めるための手段は、SBAS衛星、インマルサット狭バンド、NDGPSデータブロードキャスト、VHF航空無線、4G LTE、DOT ITS V2I 5.9GHz標準規格ブロードキャスト、又は、前記LEO衛星を利用する、請求項27に記載の少なくとも1つのユーザ装置の弾力的なキャリア位相測位をサポートするためのサービスデータプロセッサ。

【請求項37】

50

ユーザ装置の位置を計算するべくGNSS衛星から受信された測定値とLEO衛星から受信された測定値とを利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置であって、前記測定値がキャリア位相疑似距離を含む、ユーザ装置において、

(a) 少なくとも1つの前記LEO衛星における少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより広められる正確な軌道予測及びクロック予測を受け入れるための受け入れ手段であって、前記正確な軌道予測及びクロック予測が、(i) 少なくとも1つの前記LEO衛星によって少なくとも1つの前記GNSS衛星から受信された、(ii) 少なくとも1つの地上基準局により少なくとも1つの前記GNSS衛星及び少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された、及び/又は、(iii) LEO間クロスリンク送信としての少なくとも1つの前記LEO衛星により少なくとも1つの他のLEO衛星から受信された、少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより受け入れられる利用可能な疑似距離から生成される、受け入れ手段と、

(b) 前記ユーザ装置の位置を信号受信時に計算して前記GNSS衛星及び前記LEO衛星からの更なるキャリア位相疑似距離を測定するときに前記正確な軌道予測及びクロック予測を考慮に入れることによって前記ユーザ装置の位置を計算するための計算手段と、  
を備えるユーザ装置。

【請求項38】

(i) 前記正確な軌道予測は、少なくとも1つの前記LEO衛星により少なくとも1つの前記GNSS衛星から受信された少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより受け入れられる前記疑似距離から生成され、(ii) 前記正確なクロック予測は、前記少なくとも1つの地上基準局により少なくとも1つの前記LEO衛星から受信された少なくとも1つの前記サービスデータプロセッサにより受け入れられる前記疑似距離から生成される、請求項37に記載のGNSS衛星及びLEO衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項39】

前記少なくとも1つの地上基準局により前記少なくとも1つの他のLEO衛星から受信された前記疑似距離は、前記少なくとも1つの地上基準局が少なくとも1つの前記LEO衛星のフットプリントの外側にある形態からのものである、請求項37に記載のGNSS衛星及びLEO衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項40】

前記地上基準局により前記LEO衛星から受信された疑似距離が利用できない、請求項37に記載のGNSS衛星及びLEO衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項41】

前記LEO衛星により前記GNSS衛星から受信された疑似距離が利用できない、請求項37に記載のGNSS衛星及びLEO衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項42】

(i) 前記少なくとも1つのLEO衛星は、前記GNSS衛星から又は他の前記LEO衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するのに用いる受信器と、前記地上基準局により受信されるべきキャリア位相をブロードキャストするのに用いる送信器とに対してコヒーレントに結合される既知の安定性を有するオシレータを含み、(ii) 前記少なくとも1つのユーザ装置は、前記衛星、前記地上基準局、前記サービスデータプロセッサ、又は、前記クロック予測が受信された際に経由するデータ配布手段の使用不能に起因する1つ以上の前記クロック予測の損失に耐える、請求項37に記載のGNSS衛星及びLEO衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項43】

前記計算手段が受信器自律型完全性モニタリング(RAIM)装置に結合される、請求

10

20

30

40

50

項 37 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 44】

前記計算手段は、他のセンサの融合を重み付けるために前記 R A I M 装置を使用するための手段に結合される、請求項 37 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 45】

前記他のセンサは、カメラ及びライダー受信器又はレーダー受信器のうちの少なくとも 1 つを含む、請求項 44 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

10

【請求項 46】

L E O 信号が前記 L E O 衛星のそれぞれから前記地上基準局のそれぞれへブロードキャストされ、前記ユーザ装置は、前記 G N S S 衛星により使用される周波数バンドと同じである周波数バンドを使用する、請求項 37 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 47】

前記 L E O 信号が旧来の G N S S P R N コード又は現代の G N S S P R N コードと一致する、請求項 46 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

20

【請求項 48】

前記 G N S S P R N コードは、以下の G N S S P R N コード、すなわち、G P S C / A、G P S P ( Y )、G P S M、G P S M'、G P S L 5、G P S L 2 C、G P S L 1 C、G a l i l e o E 1、G a l i l e o E 5 a、G a l i l e o E 5 b、G a l i l e o E 5、及び、G a l i l e o E 6 から選択される、請求項 47 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 49】

前記 L E O 衛星信号は、毎秒 1 , 0 2 3 , 0 0 0 チップの整数倍のチップングレートを生み出す 1 2 8 ビット A E S カウンタにより生成されるコードである、請求項 46 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

30

【請求項 50】

( a ) 動いている前記ユーザ装置が、既知のオシレータ安定性を有する 1 つ以上の地上の自走式の事前に測量されたスードライトによりブロードキャストされる信号を受けるための手段であって、前記スードライトからの前記信号がキャリア位相疑似距離を含む、手段と、( b ) 前記スードライトの事前に測量された位置とオシレータ安定性とを前記位置計算に組み入れるための手段とを更に備える、請求項 37 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

40

【請求項 51】

前記スードライトが 5 . 9 G H z バンドでブロードキャストする、請求項 50 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 52】

前記スードライトの一部又は全部が街路レベルに装着される、請求項 50 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 53】

前記スードライトの一部又は全部は、街路車両が走行する場所よりも上側に装着される

50

、請求項 50 に記載の G N S S 衛星及び L E O 衛星から受信された測定値を利用するためにサービスデータプロセッサによりサポートされるユーザ装置。

【請求項 54】

ユーザ装置のキャリア位相測位のための方法であって、

( a ) 前記ユーザ装置が信号を受信し、それぞれが既知の軌道と既知の安定性を有するオシレータとを伴う複数の L E O 衛星からのユーザ装置に関するキャリア位相疑似距離を測定区間にわたって測定するステップと、

( b ) 観測ジオメトリが測定区間にわたって受け入れ可能な位置精度を与えることを確かめるステップと、

( c ) 前記ユーザ装置の位置を推定するステップと、  
を含む方法。

10

【請求項 55】

少なくとも 1 つの移動するユーザ装置のキャリア位相測位のための方法であって、

( a ) 前記少なくとも 1 つの移動するユーザ装置が、それぞれが既知の安定性を有するオシレータを伴う 1 つ以上の地上の自走式の事前に測量されるスードライトからキャリア位相疑似距離を受けて測定するステップと、

( b ) 前記少なくとも 1 つの移動するユーザ装置が、前記スードライト疑似距離と前記スードライトの事前に測量された位置とから前記少なくとも 1 つのユーザ装置の位置を計算するステップと、

を含む方法。

20

【請求項 56】

R A I M 警報を適時に生成するステップを更に含む、請求項 55 に記載の少なくとも 1 つのユーザ装置のキャリア位相測位のための方法。

【請求項 57】

1 つ以上の放射体を定位するための方法であって、

( a ) L E O 衛星及び / 又は地上基準局により測定される G N S S 衛星ブロードキャスト又は L E O 衛星ブロードキャストからの疑似距離をサービスデータプロセッサ内に収集するステップと、

( b ) 前記 L E O 衛星の正確な軌道推定値及びクロック推定値と、前記地上基準局の正確なクロック推定値とを生成するステップと、

30

( c ) 前記 L E O 衛星により測定される放射体信号のワイドバンド無線周波数 ( R F ) サンプルストリームを前記サービスデータプロセッサ内に収集するステップと、

( d ) 前記 L E O 衛星の正確な軌道推定値及びクロック推定値にしたがって前記サンプルストリームを時間・空間登録するステップと、

( e ) 前記各放射体を定位するために前記 L E O 衛星の対にわたって前記サンプルストリームを相互相関させるステップと、

を含む方法。

【請求項 58】

前記サンプルストリーム収集ステップは、前記地上基準局と共に配置される地上受信器により測定される放射体信号のワイドバンド R F サンプルストリームをサンプリングすることを含み、

40

前記登録ステップは、前記地上基準局の前記正確なクロック推定値にしたがって前記地上サンプルを時間登録することを含み、

前記相互相関ステップは、衛星 - 地上サンプルストリーム対及び地上 - 地上サンプルストリーム対の両方を相互相関させることを含む、

請求項 57 に記載の方法。

【請求項 59】

1 つ以上の加入者車両の弾力的なキャリア位相測位をサポートするための方法であって、

( a ) マルチバンド L E O 衛星からの測定値をサービスデータプロセッサ内に収集する

50

ステップであって、前記マルチバンド L E O 衛星からの前記測定値が G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を含む、ステップと、

( b ) 地上基準局からの測定値を前記サービスデータプロセッサ内に収集するステップであって、前記地上基準局からの前記測定値が、マルチバンド L E O 衛星、単一バンド L E O 衛星、及び、G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を含む、ステップと、

( c ) 探査車両からの測定値を前記サービスデータプロセッサ内に収集するステップであって、前記探査車両からの前記測定値が、マルチバンド L E O 衛星、単一バンド L E O 衛星、及び、G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を含む、ステップと、

( d ) 前記サービスデータプロセッサが、前記疑似距離から、前記 L E O 衛星及び前記 G N S S 衛星の正確な軌道予測及びクロック予測と、道路固有の電離圏推定値及び対流圏推定値とを生成するステップと、

( e ) 少なくとも 1 つの前記加入者車両が信号を受信してマルチバンド L E O 衛星、単一バンド L E O 衛星、及び、G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するとともに少なくとも 1 つの前記加入者車両の位置を推定できるようにするべく少なくとも 1 つの前記加入者車両に関して前記サービスデータプロセッサから前記予測及び推定値を広めるステップと、

を含む方法。

#### 【請求項 6 0】

G N S S 信号認証のための方法であって、

( a ) 最初は秘密であるウォーターマークキーに基づいてウォーターマーク P R N 波形を生成するステップであって、前記ウォーターマークキーは、ユーザ装置が L E O 衛星信号に関してウォーターマークパワーチェックを行なうとともに全ての受信信号を使用してパワーソリューション・R A I M チェックを行なうことができるようにするべく配置される、ステップと、

( b ) 前記ウォーターマーク波形を開放波形と合計するステップと、

( c ) 前記ユーザ装置による前記ウォーターマークキーの受信及びアクセスのために前記合計された波形信号を含む前記 L E O 衛星信号を 1 つ以上の L E O 衛星からブロードキャストするステップと、

を含む方法。

#### 【請求項 6 1】

G N S S 信号認証のための方法であって、

( a ) ユーザ装置が G N S S 信号及び L E O 衛星信号を受信するステップであって、前記 L E O 衛星信号が合計された波形信号を含み、前記合計された波形信号がウォーターマーク P R N 波形と開放波形との和を含み、前記ウォーターマーク P R N 波形が最初は秘密であるウォーターマークキーに基づく、ステップと、

( b ) 前記ユーザ装置によって前記ウォーターマークキーにアクセスするステップと、

( c ) 前記 L E O 衛星信号に関してウォーターマークパワーチェックを行なうステップと、

( d ) 前記受信信号の全てを使用して測位ソリューション及び R A I M チェックを行なうステップと、

を含む方法。

#### 【請求項 6 2】

前記 L E O 衛星信号が開放波形信号を含み、前記ユーザ装置によって前記ウォーターマークキーにアクセスする前記ステップは、前記開放波形信号のうちの 1 つ以上を介して前記ウォーターマークキーを広めることによって可能にされる、請求項 6 1 に記載の G N S S 信号認証方法。

#### 【請求項 6 3】

G N S S 信号認証のための方法であって、

( a ) G N S S 衛星及び 1 つ以上の L E O 衛星から受信されたデータとして記憶されるユーザ装置信号から認証サーバ内に収集するステップであって、前記 1 つ以上の L E O 衛

10

20

30

40

50

星からのそれぞれの信号は、秘密であるトラフィックキーに基づいて暗号化される波形を含む、ステップと、

(b) 前記 L E O 衛星信号を解読するために前記トラフィックキーを使用して前記記憶された信号における疑似距離を測定するとともに、前記受信信号の全てを使用して測位ソリューション及び R A I M チェックを行なうステップと、  
を含む方法。

【請求項 6 4】

前記 L E O 衛星信号に関してパワーチェックを行なうステップを更に含む、請求項 6 3 に記載の G N N 信号認証方法。

【請求項 6 5】

ユーザ位置認証のための方法であって、

(a) 1 つ以上の L E O 衛星から信号ブロードキャストを受けるステップであって、1 つ以上の L E O 衛星からの前記信号は、秘密であるトラフィックキーに基づいて暗号化される波形を含む、ステップと、

(b) G N S S 衛星から受信した信号から疑似距離を測定するステップと、

(c) 前記 G N S S 疑似距離から測位ソリューションを行なうステップと、

(d) 前記トラフィックキーにアクセスするステップと、

(e) 前記 L E O 衛星信号に関してパワーチェックを行なうステップと、

(f) 前記測位ソリューション及び前記トラフィックキーを使用して前記 L E O 衛星信号を解読するステップと、

を含む方法。

【請求項 6 6】

前記トラフィックキーにアクセスする前記ステップは、ユーザ装置が認証サーバから前記トラフィックキーを受けるステップを含み、パワーチェックを行なう前記ステップ及び前記測位ソリューション及び前記トラフィックキーを使用して前記 L E O 衛星信号を解読する前記ステップが前記ユーザ装置により行われる、請求項 6 5 に記載のユーザ位置認証方法。

【請求項 6 7】

前記 G N S S 測位ソリューション及びパワーチェックが認証サーバによって収集され、前記測位ソリューション及び前記トラフィックキーを使用して前記 L E O 衛星信号を解読する前記ステップが前記認証サーバにより行われる、請求項 6 5 に記載のユーザ位置認証方法。

【請求項 6 8】

ユーザ位置認証のための方法であって、

(a) ユーザ装置が 1 つ以上の L E O 衛星からブロードキャストされる信号を受信するステップであって、前記 1 つ以上の L E O 衛星からの前記信号は、秘密であるトラフィックキーに基づいて暗号化される波形を含む、ステップと、

(b) 前記ユーザ装置が G N S S 衛星から信号を受信するステップと、

(c) 前記ユーザ装置が前記トラフィックキーにアクセスするステップと、

(d) 前記ユーザ装置が前記トラフィックキーを使用して前記 1 つ以上の L E O 衛星からの信号を解読するステップと、

(e) 前記ユーザ装置が、前記 G N S S 衛星からの信号及び解読された L E O 衛星信号における疑似距離を測定するステップと、

(f) 前記ユーザ装置が前記疑似距離の全てを使用して測位ソリューション及び R A I M チェックを行なうステップと、

を含む方法。

【請求項 6 9】

前記 L E O 衛星信号に関してパワーチェックを行なうステップを更に含む、請求項 6 8 に記載のユーザ位置認証方法。

【請求項 7 0】

10

20

30

40

50

( a ) 前記測位ソリューション、R A I Mチェック、及び、パワーチェックにデジタル署名するステップと、

( b ) 前記測位ソリューション、R A I Mチェック、パワーチェック、及び、デジタル署名を認証サーバへ広めるステップと、

( c ) 前記広められたデータを前記デジタル署名と照合してチェックするステップと、を更に備える、請求項 6 9 に記載のユーザ位置認証方法。

【請求項 7 1】

一人以上のユーザのための測位サーバを処理するための方法であって、

( a ) 1 つ以上の L E O 衛星から信号をブロードキャストするステップであって、前記信号のそれぞれが秘密であるトラフィックキーに基づいて暗号化される波形を備える、ステップと、

( b ) 前記 L E O 衛星を用いて、前記信号を受信して、G N S S 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するステップと、

( c ) 1 つ以上の地上基準局によって前記トラフィックキーにアクセスするステップと、

( d ) 前記信号を受信するとともに、前記 L E O 衛星信号を解読するために前記トラフィックキーを使用して前記地上基準局に関して前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するステップと、

( e ) 前記疑似距離を 1 つ以上のサービスデータプロセッサ内に収集するステップと、

( f ) 前記疑似距離から、前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星の正確な軌道予測及びクロック予測を生成して、暗号化し、1 つ以上のユーザ装置へ広めるステップと、

( g ) 前記ユーザがサービスプロバイダへアクセス料金を支払うのと引き換えに、認証されたユーザにより動作される前記ユーザ装置のうちの 1 つによって前記トラフィックキー及び前記予測にアクセスするステップと、

( h ) 前記信号を受信して、前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するステップと、

( i ) 前記ユーザ装置位置を計算するとともに、前記疑似距離の全てを使用して R A I M チェックを行なうステップと、

を含む方法。

【請求項 7 2】

局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法であって、

( a ) 信号を公称出力レベルで L E O 衛星のネットワークからブロードキャストするステップと、

( b ) 前記信号を受信するとともに、条件により許容される程度まで前記ネットワーク内の前記 L E O 衛星に関して G N S S 衛星からの疑似距離を測定するステップと、

( c ) 前記信号を受信するとともに、条件により許容される程度まで前記ネットワーク内の前記 L E O 衛星に関して前記 G N S S 衛星からの疑似距離を測定するステップと、

( d ) 前記信号を受信するとともに、条件により許容される程度まで地上基準局に関して前記 G N S S 衛星及び前記 L E O 衛星からの疑似距離を測定するステップと、

( e ) 前記疑似距離を 1 つ以上のサービスデータプロセッサ内に収集するステップと、

( f ) 前記疑似距離から前記 L E O 衛星における軌道予測及びクロック予測を生成するステップと、

( g ) 前記予測を 1 つ以上のユーザ装置へ広めるステップと、

( h ) 前記 L E O 衛星の一部から信号を高出力レベルで動作領域にわたってブロードキャストするステップと、

( i ) 前記信号を受信するとともに、前記ユーザ装置のうちの 1 つに関して前記高出力 L E O 衛星からのキャリア位相疑似距離を測定するステップと、

( j ) 前記疑似距離及び前記予測から前記ユーザ装置位置を計算するステップと、

を含む方法。

【請求項 7 3】

10

20

30

40

50

前記計算するステップが前記ユーザ装置時間を計算することを含む、請求項 7 2 に記載の局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法。

【請求項 7 4】

前記疑似距離がキャリア位相疑似距離である、請求項 7 2 に記載の局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法。

【請求項 7 5】

前記クロック予測が陳腐化している或いはさもなければ前記ユーザ装置に対して利用できないときに、前記計算するステップは、前記 L E O 衛星クロックバイアスレートを推定することを含む、請求項 7 2 に記載の局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法。

【請求項 7 6】

前記高出力ブロードキャスト中に前記 L E O 衛星のそれぞれで廃熱を蓄えるステップと、前記廃熱を全ての他の時間中に放散するステップとを更に備える、請求項 7 2 に記載の局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法。

【請求項 7 7】

前記蓄えるステップ及び前記放散するステップがそのために相変化材料を使用する、請求項 7 2 に記載の局所的な高出力ナビゲーション信号を生成するための方法。

【請求項 7 8】

動作領域を越える軌道通過中にわたって高いブロードキャスト出力で動作するように構成可能な地球低軌道 ( L E O ) 宇宙船を備える、高出力局所ナビゲーション衛星システムの熱制御のためのシステムであって、前記 L E O 宇宙船は、1 つ以上の高出力増幅器に電氣的に結合されるナビゲーション信号を生成するための装置を含み、前記高出力増幅器は、前記動作領域にわたってブロードキャストするように構成される放射アンテナ要素に電氣的に結合され、前記高出力増幅器が蓄熱要素に熱的に結合され、前記蓄熱要素が放射熱放散要素に熱的に結合される、システム。

【請求項 7 9】

前記蓄熱要素及び前記放射熱放散要素は、蓄熱及び熱放散のための手段としての機能を果たす相変化材料を含む、請求項 7 8 に記載のシステム。

【請求項 8 0】

前記アンテナ要素は熱伝導性がある、請求項 7 8 に記載のシステム。

【請求項 8 1】

前記アンテナ要素が放散する熱放射線を光学的に透過する、請求項 7 8 に記載のシステム。

【請求項 8 2】

機動的でロバスト性が高いとともに費用効率が高いサービスを与えるための方法であって、衛星のグローバルコンステレーションのための様々なシステムレベル機能を、前記衛星をそれらの軌道位置に応じて様々なブロードキャスト及び受信モードへと個別に順序付けることによって合成するステップを備え、前記機能は、領域により、以下の機能、すなわち、

- ( i ) コード及び / 又はキャリアを使用する測位、ナビゲーション、及び、タイミング ;
- ( i i ) 精度及び完全性の急速取得 ;
- ( i i i ) 放射体定位 ; 及び、
- ( i v ) 電離圏全電子数、並びに、大気温度、圧力、密度、及び、湿度を含む電波掩蔽、

のうちの少なくとも 1 つを、様々な軍事領域、民間領域、及び、商業領域にわたって含む、方法。

【請求項 8 3】

衛星搭載分散アパーチャをビームフォーミングする方法であって、

- ( a ) 宇宙空間内に自由飛行する有限数の無作為に或いは準無作為に位置されるアパー

10

20

30

40

50

チャ要素を配置するステップと、

- ( b ) 前記アパーチャ要素を正確に空間的に時間的に登録するステップと、
- ( c ) 1つ以上の高分解能焦点を合成するステップと、
- ( d ) 前記焦点を前記分散アパーチャのフレネル領域内に含めるステップと、  
を含む方法。

【請求項 8 4】

前記焦点のうちの1つ以上の領域内で、前記分散アパーチャから、既存のGNSS信号と下位互換性がある信号をブロードキャストするステップを更に含む、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 8 5】

1つ以上の仮想衛星のブロードキャストを前記分散アパーチャを使用して焦点領域内で電子的にエミュレートするステップと、ユーザ装置を用いて前記ブロードキャスト信号を受信するステップと、前記ユーザ装置の位置を計算するステップとを更に備える、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 8 6】

前記仮想衛星が急速角度動作もエミュレートする、請求項 8 5 に記載の方法。

【請求項 8 7】

( a ) 前記各アパーチャ要素と関連付けられる個々の宇宙船を軌道保持して姿勢制御するステップと、

( b ) 前記宇宙船を基準軌道に対して操縦するステップと、

( c ) 前記アパーチャ要素における楕円形のガウス密度形態を命令するステップと、  
を更に備える、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 8 8】

搭載消耗品を必要としない前記軌道保持及び姿勢制御のための手段を使用するステップを更に含む、請求項 8 7 に記載の方法。

【請求項 8 9】

前記宇宙船を打ち上げて配備するステップを更に備え、前記宇宙船が平坦な積み重ねできるフォームファクタを有する、請求項 8 7 に記載の方法。

【請求項 9 0】

前記ビームフォーミングのために必要とされるデジタル計算を中央集中化させるステップを更に含む、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 9 1】

前記ビームフォーミングのために必要とされるデジタル計算を前記アパーチャ要素を伴う個々の宇宙船間で分配するステップを更に含む、請求項 9 0 に記載の方法。

【請求項 9 2】

焦点領域内からの全ての既存のGNSS信号を相殺的干渉によって消去するステップと、1つ以上の新たな場合により誤った或いは誤解を招くスプーフィング信号を元の前記焦点領域に加えるステップとを更に備える、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 9 3】

焦点領域内のWi-Fiホットスポット、携帯電話、又は、フェムトセルをエミュレートするステップを更に含む、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 9 4】

以下の信号諜報ステップ、すなわち、

( a ) 焦点領域内の特定の携帯電話の位置を追跡するステップ、

( b ) 前記焦点領域内の特定の携帯電話の信号を監視するステップ、及び、

( c ) 前記焦点領域外の全ての他の携帯電話の信号を減衰させるステップ、

のうちの1つ以上を同時に行なうステップを更に含む、請求項 8 3 に記載の方法。

【請求項 9 5】

目に見える空全体にわたって送受信するために使用できる焦点領域内に含まれる標的のためのバイスタティックレーダー及びマルチスタティックレーダーの両方を形成するステ

10

20

30

40

50

ップを更に含む、請求項 8 3 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【背景技術】

【0001】

この出願は、2014年2月26日に提出された米国仮特許出願第61/944,752号の利益を主張する。

【0002】

米国グローバル・ポジショニング・システム(GPS)衛星コンステレーションは、グローバル方式でのユーザに対する膨大で、良好な、提供する、信頼できる三次元リアルタイム測位である。使用のその幅は広大であり、そのため、軍事用途、民間用途、及び、商業用途を包含する。他の国が彼ら自身の衛星コンステレーションを実施することによりGPSの成功をエミュレートしている。これらは、ロシアのGLONASS、中国のBeidou、欧州のGalileo、並びに、局所的な日本のQZSS及びインドのIRNSSを含む。そのような衛星システムは、まとめて、グローバルナビゲーション衛星システム(GNSS)として知られている。

10

【0003】

それにもかかわらず、GNSSにより与えられる性能及び能力を大きく向上させるための技術的な機会が存在するという点において幾つかの問題が進歩を妨げる。これらの問題は、(i)輸送用途における精度及び完全性の急速取得、(ii)GPSの軍事的な利用可能性、及び、(iii)無線周波数スペクトル密集に関連している。同時に、公共部門及び民間部門の両方で投資利回りに関する圧力が増大している。また、懸案事項は、妨害電波、スプーフィング、及び、位置の裏付けを含む干渉及び改ざんに対するGNSSの脆弱性にも関連する。

20

【0004】

連邦航空局(FAA)は、国の航空交通システムの変革をNextGen、強調衛星ベースナビゲーション、及び、放送型自動従属監視(ADS-B)と呼ばれる新たなイニシアチブへと導いている。

【0005】

欧州及び他の国は同様の近代化に着手している。しかしながら、GPSにより航空機及び全米航空システム(NAS)に提供される能力の増大という膨大な利益にもかかわらず、潜在的な弱点に関する幾つかの懸案事項、特に、干渉-意図的な或いは意図的でない-に対する懸念が残存する。GPSの能力は特筆すべきであるが、システムは非常に低いブロードキャスト出力を有する。空港ターミナル領域付近のGPSバンドにおける1ワットジャマーでさえ大きな障害を引き起こし得る。また、スプーフィング及び改ざんの懸念もある。このシナリオにおいて、悪意のある当事者は、航空機が実際にある場所とは異なる場所に航空機があるとコントローラに思わせるべく誤解を招きやすい信号を導入しようと試み、それにより、場合によっては、人々及び/又は所有物に害を及ぼす。

30

【0006】

他の改ざん関連の懸案事項は、NASにおける無人航空システム(UAS)、特に商用UASに対する需要の増大である。軍用UASは、軍用暗号化GPSブロードキャストを使用する受信機器を伴うことができ、それにより、スプーフィングを防御する。商用UASユーザは、そのような制御された機器を組み込む資格がなく、したがって、スプーフィングを受け易い。航空機監視では、航空機がそれらの位置を第三者に確実に証明する必要もある。更なる脆弱性がこれらの状況下で生じ得る。

40

【0007】

旧来の二次監視レーダー(SSR)の段階的廃止によりADS-Bを用いて意図されてきた潜在的な費用節減の多くは、干渉に対する懸念に起因して数十年間にわたって実現しないかもしれない。運用経験及び信用を蓄積して旧来のナビゲーション支援を撤退させるにはその長期間を要する場合がある。その一方で、FAAは、GPSとは無関係に測位するバックアップ手段を実施する代替位置・ナビゲーション・タイミング(APNT)プロ

50

グラムを推進している。残念ながら、旧来のSSRシステム、新規なGPSベースのADS-Bシステム+新規なバックアップAPNTシステムを伴うことに関連付けられるコストが大きくなる場合がある。

【0008】

ナビゲーション及び監視インフラのコストは、かなり大きく、一般的には航空ナビゲーションサービスプロバイダ(ANSP)-米国の場合にはFAA-によって負担される。また、航空機所有者又はユーザによって支払われる航空機搭載アビオニクスのコストもかなり大きい。新たな機能の投入コストは、それらの利点によって正当化されなければならない。また、航空交通管理近代化には前進しようとする動機がない。これは特にレトロフィットの場合に当てはまる。典型的な航空機稼働寿命が保守点検を伴って同じ初期の一組のアビオニクスと共に30年であれば、技術改革の時定数を長くすることができる。

10

【0009】

必要とされることは、意図的でない干渉、妨害電波、及び、スプーフィングに対する弾力性を高めるGPS及びGNSSの新たな防御である。同様に必要とされるものは、干渉放射体の場所を素早く突き止めてその干渉放射体を使用不能にするための手段である。航空機は、干渉が起こっているときに干渉に対する防御を伴う必要があり、また、地上機能は、任意の障害の継続時間を最小にするべく適時の態様で対応できる必要がある。更に、新たな防御の組み入れは、理想的には、航空機アビオニクスの最小の変更で済むことが必要である。そのような新たな防御は、もしあれば、アビオニクスハードウェアの取り換えを殆ど行わずに済むようにすべきである。

20

【0010】

完全性は、測位システムが無害の情報を出力しているという測位システムの知識である。航空にも有益なことは、衛星を使用して更に低い着陸最小値を得るために、より良く保護される更に弾力的なGPSに対して新たな精度及び完全性能力を適用することである。FAA広域補強システム(WAAS)は、最終的に航空機が200ft決心高に至るまで視認性に合わせて着陸できるようにするべく設計される。GNSS精度、完全性、及び、干渉弾力性の向上は、自動着陸及びゼロ視認性の条件においてGNSSを使用できるようにし得る。最終結果は、世界中のより多くの空港において更に低いコストでより悪い気象条件下でより安全に定時に到着できることである。

【0011】

また、知的自動車輸送もGNSS機能性の向上の利益を享受し得る-特に、正確な位置情報をやりとりするために車両間(V2V)データリンクと統合されるとき。事故回避用途及びwhere-in-lane無人自動車用途において、センサは、信頼できるセンチメートルレベルの位置情報を与える必要がある。カメラ、慣性測定ユニット(IMU)、RADAR、及び、LIDARを含む位置センサは、様々な物理的原理に基づいている。全てのセンサは、動作環境に関してその強度及び脆弱性を有する。実際のシステム統合は、コストを意識していなければならない。また、全体的なロバスト解を得るためにセンサの多様性も使用すべきである。

30

【0012】

カメラは、低コストであるが、妨害、コンピュータベースの場面解釈におけるエラー、並びに、霧、雨、及び、雪などの低視認性条件下での劣化に晒される。また、RADARも低コストであり全ての気象条件で動作するが、完全な状況認識を与えない。RADARは、その使用方向で視線を必要とし、また、他の車両又は障害物によって妨害される場合がある。IMU、特に微小電気機械システム(MEMS)は、低コストにされ得るとともに、優れた短期精度を与えることができる。しかしながら、IMUは、ドリフトに晒されるとともに、独立した測位源によって連続的に較正されなければならない。LIDARは、包括的な状況認識を与えるが、当分の間は高価なままである。更に、LIDARは、悪い視認性条件下で劣化に晒される。最後に、上記測位センサは、一般に、完全性を得るための固有の手段を有さない。

40

【0013】

50

必要とされるものは、多様なセンサタイプの融合のための信頼できる手段、及び、数十秒内のコールドスタートから作動状態に収束する内蔵セーフティ・オブ・ライフ (s a f e t y - o f - l i f e) クラス完全性を伴って悪い視認性及び無線周波数干渉を含む厳しい環境条件下でGNSSをセンチメートルレベルまで確実に向上させるための手段である。全ての候補自動車センサのうち、GNSSだけが絶対位置精度、すなわち、地球固定座標系に対する位置精度を与えることができる。精度及び完全性の両方を含むそのようなロバスト性が高い測位能力は、リアルタイムマップメンテナンス及びIMU較正にとっても有益である。

#### 【0014】

軍部もGPS近代化に関係している。しかしながら、軍部は、一般に、大部分の任務に関して精度要件又は完全性要件を有さない。しかしながら、軍部は、都市の谷間及び山の多い状態を含む妨害条件下で利用可能性を高める必要性を有する。必要とされるものは、ユーザがアクセスできる軍用空間ベースの測位・ナビゲーション・タイミング (PNT) 測距源の数を増大させる費用効率が高い手段である。

10

#### 【0015】

また、軍部は、GPS信号電力を増大させようとする試みにおいて、かなり高いコストに直面している。地球中軌道 (MEO) で用いるために考えられた大直径の配備可能なアンテナは、製造が困難であり、高価である。必要とされるものは、コストが殆どかからない軍用空間ベースのPNTのパワーを高める手法である。

20

#### 【0016】

農業用途、測量用途、及び、海洋用途は、現在、グローバルなサブデシメートル精度ナビゲーションのためにGPSに対するOmniSTAR、StarFire、及び、Veriposなどの支援ネットワークを使用する。しかしながら、これらのシステムは、悪いポジションフィックスを抑制するために完全性を与えるようになっていない。これらのシステムは、コールドスタートから収束するために45分程度の長さも要し得る。また、海洋ユーザは、特に動的プラットフォーム測位のような重要サービスにおいて、弾力的なカバレッジも必要とする。必要とされるものは、始動時間を加速して、真のグローバルカバレッジへと拡張するとともに、弾力性のための新たな道を与える手段である。

#### 【0017】

GPS近代化は、第3の民生周波数の導入をもたらしてきた。第3の民生周波数の提案者は、第3の民生周波数が電離圏推定と長いベースラインにわたる急速サイクル曖昧度分解能とを可能にすることを主張する [引用文献1]。残念ながら、そのような手法は、欠陥状態又は稀な正常状態の存在下で適切に劣化しないナビゲーションを含む問題をもたらす。また、新たな周波数の導入は、GPSコンステレーション全体が使用できる前に数年を要するように計画される。

30

#### 【0018】

3つの従来の特許 [引用文献2~4] は、精度性能の向上をもたらすためにIridium及びGlobalStarを含む地球低軌道 (LEO) 衛星のコンステレーションを使用する。これらの特許は、技術を進歩させたが、それにもかかわらず、実際の実施での試みにおいて実際的な障害を与えてきた。引用された出願が提出されて以来ほぼ20年間、出願人は、任意の使用できる或いは計画された実施形態を意識していない。

40

#### 【0019】

請負業者Boeing、Iridium、Rockwell Collins、及び、Coherent Navigationと協働する米国海軍は、軍事目的でGPS妨害電波抵抗を高める手段としてIridiumを使用するシステム [引用文献5、6] を開発してきた。このシステムは、Iridiumコンステレーション及びコヒーレント検出からの支援を用いて、通常のGPS受信器に適用可能な妨害電波抵抗を高める。干渉除去のためのそのような手法は、特定の特別な用途にとって有益な場合があるが、より広い状況において、そのような手法は、既存のGPSシステム形態と一致しない出力レベルにおいて新たなバンドで動作するために専用の新たなユーザ機器構成要素を必要とする。必要

50

とされるものは、高精度、完全性、原価重視のGNSS用途において干渉除去をもたらすための更に一層実用的な手段である。

【0020】

FAAWASは、精密なアプローチ及び着陸のために数メートルの精度とセーフティ・オブ・ライフ完全性を - 最終的には200ft決心高に至るまで計画的に - 与える。しかしながら、その形態は、干渉下ではうまくいかない。例えば、僅かな量の妨害電波でさえWASの基盤であるデータメッセージを遮断し得る。このことは、警報及び微分補正が利用できないことを意味する。また、干渉中にGNSS測距測定値も劣化され或いは失われる。必要とされることは、ハードウェア変更を最小限に抑えつつ民間輸送ユーザ及び商用輸送ユーザのための実用的方法での干渉に対する弾力性の向上である。

10

【0021】

PNTではスペクトルが新たな問題である。最近の試みは、GPS付近のバンドで広域ネットワークを確立しようとしてきた。数千万のGPS受信器の設置基盤におけるフロントエンド無線周波数フィルタは、その隣接バンドで、提案された新たな計画よりもかなり低くなると考えられる出力レベルをとる。現在の傾向は、用途の衝突回避を必要とするスペクトル管理の増大へ向かって進んでいる。特に、航空及び自動車などのセーフティ・オブ・ライフ用途において、必要とされるものは、スペクトルに関して効率的であるとともに隣接バンドで稼働する広帯域用途に関して劣化を伴わずに安全に共存できる宇宙ベースのPNTアーキテクチャへのタイムリーな技術的アプローチである。

【0022】

軍事的観点から、スポットビームを衛星に加える求められるGPSへの拡張には資金が供給されてこなかった。また、マスキングに起因して利用可能性を高めるべくGPS衛星の数を現在の24の要件から30へ増大させることへのDoD関心が高まっている。必要とされるものは、近い時期に手ごろな価格で実施され得る高いマスク角度視認性及び連続的な局所高出力を含む新たな軍事的性能である。

20

【発明の概要】

【0023】

本発明は、干渉及び改ざんに対する費用効率が高い防御を伴って世界的GNSS性能の向上をもたらす。GNSSバンドでのブロードキャストは、一般にソフトウェア変更のみに基づいて既存のユーザ機器に適合する。データ及び正確な測距の信号の初期の用途は、航空ナビゲーション及び監視、自動車事故回避、及び、where-in-lane測位を含む次世代の輸送可動性である。自動車に関して、要件としては、センチメートルレベル精度、1m警報限界のセーフティ・オブ・ライフ(safety-of-life)完全性、及び、単位暴露当たりの情報を誤った方向に有害に導く可能性の消失、並びに、数十秒のコールドスタート取得時間が挙げられる。自動車自動操縦の時代を適切にもたらしめためには、指針が完璧に信頼でき且つ普遍的でなければならない。高い完全性能力は、有人宇宙船及び無人宇宙船の着艦誘導並びに編隊飛行を含む軍事用途にも適用される。軍事用途においては、より高いマスク角度及びより高い出力での更なるGNSS利用可能性も与えられる。また、農業用途、測量用途、鉱業用途、及び、海洋用途を含む重機制御においては、精度の急速な収束がもたらされる。

30

40

【0024】

解決策はキャリア位相及びコヒーレント検出に基づき、それにより、高い精度が与えられる。そのようなコヒーレント検出は、精度、完全性、及び、干渉除去のための基準として利用される。本発明は、LEOコンステレーションを使用して、急速角度動作及び有利なジオメトリを常にグローバルにユーザに与える。急速角度動作は、適合率を精度へと変換して、セーフティ・オブ・ライフレベル完全性を達成するとともに、急速コールドスタート収束を達成するのに役立つ。完全性は、大部分が受信器自律型完全性モニタリング(RAIM)によって与えられる。本明細書中に記載されるキャリア位相精度、急速角度動作、及び、実用的なシステムアーキテクチャの組み合わせは、RAIMを性能の新たなレベルへと持ち込む。

50

## 【 0 0 2 5 】

事故防止を高めることができるとともに無人自動車を可能にする、運輸省（DOT）ITSウェブサイト上で報告される統計資料から、輸送システムの改善は、潜在的に、毎年、数千もの生命を救うことができるとともに、何十億ガロンものガソリンを節約できる。本発明は、そのナビゲーション精度及び完全性性能を低コストで提供する。本発明は狭バンドキャリア位相のみを必要とするため、タイミング及び測距のためにコード拡散がもはや明らかに必要とされない。したがって、GNSSのために最小スペクトル帯域幅のみが必要とされるにすぎない - 理論的には、100kHz未満。民間GNSSは、高出力広帯域と共存することができ、それにより、有用なスペクトルに更にアクセスできるようにする。

10

## 【 0 0 2 6 】

また、本発明は、パブリックキーインフラ（PKI）及びネットワーク化原理をLEO衛星に適用して、それらを任意の所定のGNSSコードと共に確実に使用できるようにする。同様の技術を民間目的で使用して、民間認証オーバーレイをGPSに与えることができる。本発明は、独立に検証され得るとともにRAIM完全性ソリューションと照合され得る信号にウォーターマーク及び特別なデータを導入する。そのようなオーバーレイは、ほんの数年内で既存の航空受信器及び新たなUAS受信器が使用できるようになるために厳格な閾値との包括的な照合をもたらすことができる。GPSコンステレーションの変更は必要とされない。

20

## 【 0 0 2 7 】

時間及び空間で登録される広帯域サンプリングのためのプラットフォームも与えることにより、本発明は、疑似放射体をジオロケートするための手段も提供する。したがって、任意のシナリオがカバーされる。ユーザ機器は、動作が継続できるように干渉及びスプーフィングにリアルタイムで打ち勝つべく機能する。その間に、本発明は、干渉源につながる情報を適時に与え、それにより、テイクダウン時間及び正常に戻る動作を速める。軍用途及び民間用途のいずれも実行可能である。本発明は任意の波形で動作する。急速角度動作は、更には、そのサイクル曖昧度がさもなければサイクル曖昧度をもたらす狭バンド放射体と協働する。

## 【 図面の簡単な説明 】

30

## 【 0 0 2 8 】

【 図 1 】 システム全体の運用概念（CONOPS）を示す。

【 図 2 】 SurePoint（商標）衛星ペイロードアーキテクチャを示す。

【 図 3 】 衛星ペイロードにおける送信/受信モジュールを示す。

【 図 4 】 ペイロードベースバンド機能的アーキテクチャを示す。

【 図 5 】 スタンドアロン衛星の物理的形態を示す。

【 図 6 】 衛星基準形態の進展を示す。

【 図 7 】 物理的なLEOブロードキャストジオメトリを示す。

【 図 8 】 ベースラインコンステレーションにより与えられる地球規模のカバレッジを示す。

40

【 図 9 】 統合的GNSS-LEOジオメトリを示す。

【 図 10 】 コンステレーションにおけるコード再使用の一例を示す。

【 図 11 】 コンステレーション単一打ち上げ形態を示す。

【 図 12 】 再接触を排除するようになっている複数の衛星の順序付けられた配備を描く。

【 図 13 】 単一打ち上げ投入のために軌道面により段階的に行われる配備を示す。

【 図 14 】 サービスデータ処理機能を示す。

【 図 15 】 ユーザ機器ハードウェアを示す。

【 図 16 】 受信器ナビゲーション処理アーキテクチャを示す。

【 図 17 】 ユーザのための完全性の利用可能性を概算する例を示す。

【 図 18 】 安全なスケージングに完全性を与えるセンサ融合機能を示す。

【 図 19 】 システムを用いて達成される干渉除去における改良を示す。

50

- 【図20】GPSに隣接する広帯域スペクトルを示す。
- 【図21】システムの民間輸送システムを示す。
- 【図22】単一周波数衛星と探査車両とを伴うシステムの統合を示す。
- 【図23】特定の衛星における車道に沿って投影される推定された局所的な電離圏及び対流圏の投影の一例を示す。
- 【図24】非干渉解析との関連で信号形態を示す。
- 【図25】GNSSに対する民生信号認証オーバーレイを示す。
- 【図26】ユーザ位置の裏付けのための動作の概念を示す。
- 【図27a】図27aは、位置の裏付けのためのサポート構成要素を示す。
- 【図27b】図27bは、位置の裏付けのためのサポート構成要素を示す。 10
- 【図27c】図27cは、位置の裏付けのためのサポート構成要素を示す。
- 【図28】未較正クロックをどのように正確な測位に適用できるのかを示す。
- 【図29】街路レベルスードライトを使用する都市動作への拡張を示す。
- 【図30】上側に持ち上げられたスードライトを使用する都市動作への拡張を示す。
- 【図31】アンチジャム動作及び高仰角動作への軍事的適用のための物理的形態を示す。
- 【図32】軍用アンチジャムのための動作の概念を示す。
- 【図33】電力増幅器及びその関連する熱管理を示す。
- 【図34】統合された宇宙船給電サブシステム及び熱サブシステムの側面図を示す。
- 【図35】高出力宇宙船の概念的な形態を示す。
- 【図36】急速取得精度及び完全性における動作の概念を示す。 20
- 【図37】動作の放射体ジオロケーション概念を示す。
- 【図38】放射体ジオロケーションジオメトリを示す。
- 【図39】Kバンド水蒸気吸収線を示す。
- 【図40】クロスリンク掩蔽ジオメトリを示す。
- 【図41】ネットワークの物理的表示の時間的進展を示す。
- 【図42】最初のエポックにおけるネットワークの物理的表示を示す。
- 【図43】その後のエポックにおけるネットワークの物理的表示を示す。
- 【図44】単一の衛星に関する動作タイムラインを示す。
- 【図45】局所的な分散アパーチャ形態を示す。
- 【図46】グローバルな分散アパーチャ形態を示す。 30
- 【図47】分散アパーチャからの高分解能アンテナパターンの一例を示す。
- 【図48】分散アパーチャ衛星要素を示す。
- 【図49】宇宙船運動量管理のためのモードを示す。
- 【図50】太陽光圧から得られる宇宙船並進モードを示す。
- 【図51】分散アパーチャにおける配備形態を示す。
- 【図52】先進ペイロードのための半導体モジュール定義を示す。
- 【図53】宇宙船レベルデジタルルーティング及びビームフォーミングを示す。
- 【図54】中央集中化されたビームフォーミング形態を示す。
- 【図55】ハブ宇宙船デジタルルーティング及びビームフォーミングを示す。
- 【図56】分散ビームフォーミング形態を示す。 40
- 【図57】コンステレーション取引空間を示す。
- 【図58】分散アパーチャを使用する先進的なスプーフィングシナリオを示す。
- 【発明を実施するための形態】
- 【0029】

本発明の目的は、特に、既存のユーザ機器の使用を可能にしなければ設置基盤のグレードアップが不可能なときにその既存のユーザ機器の使用を可能にしつつ、-干渉、妨害電波、スプーフィング、及び、他の改ざんの下であっても-高性能なグローバルに拡張可能なPNTを提供するとともに、低コストへ向けて更に突進することである。伝統的に、より高い電力干渉への応答は、より高い電力信号である。急速角度動作及びキャリア位相のコヒーレント精度は、性能向上のための基礎を成す物理的基盤を与える。本発明の目的は

、新たな情報、ネットワーク、グローバル機動性、及び、先進的信号処理を適用して、手ごるな利用可能性、保証、及び、弾力性の向上を達成することである。

【0030】

グローバルアーキテクチャ

図1に描かれる動作の全体のシステム概念は、故障、干渉、及び、攻撃に対してロバスト性が高い分散型のネットワーク化されたシステムである。好ましい実施形態では、各衛星が単一ストリング冗長性を使用する。GNSS衛星を増大させると、アーキテクチャは、複数の低コストの衛星及びスードライトのタイミング・測距ソース、クロスリンク、フィードリンク、及び、地上処理センターを加える。

【0031】

図1では、GNSS衛星が正常にブロードキャストする。一般に、電離圏は、ナビゲーションのための情報を有害的に誤った方向に導く可能性及びエラーの主要なエラー成分である。好ましい実施形態は、電離圏エラーを排除する或いは減少させるとともに、必要とされる地上局の数を最小限に抑えるためにデュアルバンドを使用する。更に、既存のGNSSバンドが使用される。アーキテクチャは、ハードウェア変更を殆ど伴わない或いは全く伴わない既存の計画的なユーザ機器と、セーフティ・オブ・ライフ(safety-of-life)スペクトルのための既存のITU保護とを利用する。それらのタイミング・測距信号ブロードキャストは、世界中の地上局のネットワークを使用して較正される。これらの生の測定値は1つ以上のオペレーションセンターへ伝えられる。コンステレーションのSurePoint(商標)ナノ衛星は、ユーザ及びモニターネットワークのためのタイミング・測距ブロードキャストを世界中にブロードキャストする。SurePoint(商標)衛星は、天頂実装アンテナを介してGNSS信号を受信するとともに、ペイロードデータバックホールを介して測定値をオペレーションセンターへ伝える。TT&Cと他のペイロードデータ及びコマンドとが、この同じバックホールとオペレーションセンターに接続されるアスターミナル(ET)とを介して伝えられる。クロスリンクは、GNSSに依存しない互いを考慮してSurePoint(商標)衛星の任意の所定の対間の2方向タイミング・測距測定値を与える。オペレーションセンターは、GNSS及びLEO衛星軌道を推定して、ワイプオフ目的でGNSSデータをクロッキングするとともに、地上セグメント及び宇宙セグメントの完全性を監視する。オペレーションセンター情報は、商用無線ネットワークを含む1つ以上の地上ブロードキャスト経路を介したバックアップ手段を伴う主要な手段としてペイロードデータバックホールを介してPNT LEOデータブロードキャストを使用してユーザへ中継される。自走スードライトは、特に市街地で付加的なフィルインカバレッジを与える。宇宙空間内の信号は、RAIM完全性を含めて、ロバスト性が高い高性能ユーザ測位のための全体的な手段を与える。システムアーキテクチャは、干渉又はスプーフィングの存在下でユーザ機器が動作を継続できるようにする。

【0032】

正確な軌道決定は、継続的な連続プロセスである。予測が常に利用できる。オブザーバブル及びデータは、電離圏でない以下のソース、コード、及び、キャリアオブザーバブル、すなわち、GNSSの天頂アンテナ測定値、天底ミッションアンテナからの地上局測定値、SurePoint(商標)衛星の対間の2方向クロスリンク、及び、アスターミナルを介して送受信されるデータバックホールのうちの1つ以上から生じる。

【0033】

GNSSが世界中で利用できない場合、クロスリンク及びダウンリンクは、軌道を予測するための十分な可観測性を与える。好ましい実施形態において、システムは、干渉又は他の利用不可能性が新たな軌道決定オブザーバブルの到達を一時的に抑制する動作領域を横切る軌道を予測することもできる。

【0034】

軌道決定に関して先に挙げられたオブザーバブルの同じ組からのリアルタイムな更新は、宇宙船クロックをリアルタイムで較正することにも適用できる。しかしながら、軌道決

10

20

30

40

50

定の場合とは異なり、本発明の目的は、(i)衛星に原子時計を伴うことなく、及び、(ii)リアルタイムな較正を全く伴うことなく動作できることである。干渉又は他の利用不可能性がダウンリンク及び/又はデータリンクの任意の組み合わせを停止させる或いはさもなければSurePoint(商標)衛星を孤立させる場合には、衛星上の送信器が機能し続けて干渉対信号カットオフ閾値に至るまでタイミング及び測距をユーザに与える。

#### 【0035】

本発明の目的は、ユーザ付近の地上局の高密度メッシュを必要とするのではなく、まばらなグローバル地上局ネットワークカパレッジのみを使用することである。各地上局は、信頼できる地上データリンクを介して疑似距離コード及びキャリアオブザーバブルをサービスデータプロセッサへ送る。好ましい実施形態において、幾つかの地上局は、GPSが失われる場合であっても万国標準時(USNO)に対する基準を維持するためにアメリカ海軍天文台(USNO)マスタークロックからの直接的なハードラインフィードを有する。

10

#### 【0036】

好ましい実施形態では、故障の場合に冗長性を与えるべくネットワーク上に分散された複数のサービスデータプロセッサが存在する。原理上、サービスデータプロセッサを宇宙空間内に位置することもでき、場合により、サービスデータプロセッサをSurePoint(商標)タイミング・測距衛星の同一場所に配置できる。

20

#### 【0037】

また、ネットワークは、例えばGPS C/Aコードのための波形の一部に関してワイプオフデータビットを生成する必要もある。波形と無線ブロードキャストを介して配信される入力ワイプオフビットとを混合させると、持続的統合のための純粋なキャリアがもたらされる。キャリア再構成は、データレスパイロット成分を運ぶ現代的な信号に関して簡略化される。好ましい実施形態において、データビットのライブストリーミングの組み合わせは、GPSデータストリーム中の既知の反復特性を利用する予測実施と組み合わせられる。

#### 【0038】

##### 衛星及びコンステレーション形態

図2は、SurePoint(商標)衛星ペイロードアーキテクチャを示す。ARMなどの中央プロセッサが搭載機能を調整する。Xilinx 4 SX55などのFPGAでは信号処理が行われる。全ての信号がマスターオシレータに同期される。直角位相シフトキー(QPSK)変調器を介してブロードキャストが行われる。同等のGNSS信号定義によって指定されるのと同じ地上受信電力をエミュレートするために電力が制御される。天底r.f.ブロードキャストレベルは、一般に、任意の所定のGNSSバンドにおいて1ワット程度である。好ましい実施形態において、GNSS信号は、少なくともGPSバンドL1、L2、L5及びガリレオバンドE1、E5をカバーする。任意のGNSSからの更なる信号がサポートされてもよい。ブロードキャスト及び放射体定位の両方のために使用される天底ペイロードアンテナに関しては一組のネストされたイソフラックス4線巻ヘリックスアンテナが使用される。A/Dコンバータは、アップリンク信号をデジタルプロセッサに結合する。GPS受信器は、マスターオシレータに同期されるハードウェア及びソフトウェアである。

30

40

#### 【0039】

ナビゲーションペイロードブロードキャストの有効化が地球の領域によってスケジューリングされ、それにより、衛星でかなりの電力が節約される。例えば、SurePoint(商標)衛星は、GPSのような民生信号又は商用信号を米国及びその沿岸にわたってブロードキャストすることができ、ガリレオをヨーロッパ及びその沿岸にわたってブロードキャストすることができ、及び、米国軍用信号を紛争領域にわたってブロードキャストすることができる。

#### 【0040】

50

フィーダリンクバックホール及びクロスリンクはKバンドで動作する。フィーダリンク、クロスリンク、及び、ペイロードダウンリンクをサポートするためにソフトウェアルータが中央プロセッサに実装される。

#### 【0041】

衛星ペイロードのための送信/受信モジュールが図3に示される。位相及び電力の制御を行なうことにより、ペイロードアンテナ、フィーダリンクアンテナ、及び、クロスリンクアンテナを必要に応じて成形ビームフェーズドアレイとして構成することができる。

#### 【0042】

図4におけるペイロードベースバンド機能的アーキテクチャは、FPGAにおける信号処理の実施を示す。ペイロードマスタークロックは、宇宙船のためのデジタル時間を最も近い基準クロックエッジに維持する。1秒当たりのGPS受信器パルスハードウェア出力に基づき、ペイロードクロックをGPS受信器クロックと合わせることにもできる。送信処理機能は、疑似ランダムノイズコード発生器及びデータバッファを使用して、ペイロードダウンリンク、フィーダリンク、及び、クロスリンクのためのタイミング、測距、及び、データブロードキャスト信号を構成する。受信トラッキング・復調機能は、入ってくるフィーダリンク信号及びクロスリンク信号を、受信データストリーム及びタイミング・測距コード及びキャリア位相オブザーバブルへと変換する。中央プロセッサは、相関器チャンネル数値制御オシレータを操縦してトラッキングループを閉じる。放射体定位用途に関して、受信サンプリング機能は、前処理、例えばノッチングや、バンド制限を含む圧縮などを行なう。

#### 【0043】

図5はスタンドアロン衛星の物理的形態を示す。このプロトタイプは10kgを下回る推定質量を有し、それにより、ナノ衛星の定義に適合する。SurePoint(商標)衛星の小さいフットプリントは、ユーザにより受信した信号電力に関し、GPSのそれと一致するように、それぞれのブロードキャスト信号ごとに約1r.f.ワットだけで済む。示されるバスは、10×10×50cmである5Uフォームファクタである。半球天頂アンテナが天底イソフラックスミッションアンテナと共に示される。衛星の垂直なフォームファクタは、バックアップとしての受動重力傾斜姿勢安定化と一致し、この場合、主として能動的な3軸制御が使用される。軌道投入及び軌道保持のためにトラック方向に沿って点火する電気推進スラスタが示される。

#### 【0044】

衛星基準形態の進展が図6に示される。左上のコンパクトな4線巻ヘリックスは、単純な狭いフットプリントをもたらす。位相に応じて、左下に示されるアレイは、イソフラックスパターンに近づくために或いはさもなければ別個のビームを形成するために複数のコンパクトなアンテナを使用する。右上においては、4線巻ヘリックスが幅広いフットプリントイソフラックスパターンを形成する。また、アンテナを異なるバンドでネスト化することもできる。1.5巻き及び10の長さ対直径比を使用すると、このアンテナは、2dBよりもかなり良好な軸比を伴って、6dBのバンド内で均一なLEOイソフラックスを5度にまで至る全ての仰角にわたって与えることができ、それにより、FAAWAS受信信号電力要件[引用文献7]を満たす。右下においては、パッチアンテナのアレイが軍用の高出力及び高仰角用途に適した指向性ビームを形成する。T/Rモジュール、アップ/ダウンコンバータ、ADC、及び、DACのためのカスタムMMICの使用は、各衛星のサイズ及びコストをかなり減少させる。

#### 【0045】

図7は、物理的なLEOブロードキャストジオメトリを示す。衛星サイズが誇張されつつ、軌道が原寸に比例して示される。マゼンタ軌道は、一度に視野に入る少なくとも2つのSurePoint(商標)衛星を名目上与えるベースライン配備の例を描く。シアン軌道は、スロットの偶発的な機能障害時に付加的なマージンにおいて一度に視野に入る少なくとも3つのSurePoint(商標)衛星を与える拡張された両極間のカバレッジを描く。

10

20

30

40

50

## 【0046】

図8は、ベースラインコンステレーションにより与えられる地球規模のカバレッジを示す。マゼンタ軌道は、8つの平面を伴うウォーカー形態である。3つのSurePoint（商標）衛星を含むポジションフィックスも示される。

## 【0047】

図9は統合的GNSS-LEOジオメトリを示す。

## 【0048】

図10は、コンステレーションにおけるコード再使用の一例を示す。そのような再使用は、高い相互相関とコンステレーション内の全ての数の送信器をカバーするために利用できる限られた数の所定の割り当てとの両方を有するGPS C/Aコードにおいて特に必要である。効率的な使用は、新たなPNTコンステレーションによって行われなければならない。PRNは、経時的に全ての想定し得るコンステレーションジオメトリに関してそれ自体と隣接する軌道位置を占めることができない。図は、これを達成できる方法の一例を、大部分の緯度で少なくとも2つの衛星がユーザの視野に入る場合に、8個の軌道面を有するウォーカー形態に関して示す。この場合、全ての時間位相において16個の固有のPRNコードのみを要すれば済むようにウォーカー形態を成すことができる。重なり合う或いは隣り合うフットプリントにおいてはPRNコードが使用されず、また、PRNコードが再使用されるときには空間的な最大の分離が存在しない。

## 【0049】

投入、メンテナンス、及び、冗長性

LEOにおいて、衛星軌道面変更は非現実的である。原理上、所定の傾きを成すLEO衛星は、任意の赤経へ向けて打ち上げられた後、ノード退行を使用して任意の他の軌道面へと歳差運動され得る。軌道面の変更は、歳差運動が投入シーケンスの一部にされれば、打ち上げ時には特に安価となり得る。スケールメリットのため、多数の小型衛星が同じ打ち上げ機を共有できる。その後、各衛星をどれくらい長くドリフトさせることができるのかに基づき、各衛星を個別に任意の軌道面及びスロットの対象にすることができる。急速なドリフトは、記憶軌道では見逃されるため、はっきりしない可能性がある。衛星が運転軌道に入った時点で、その衛星の他の軌道面への更なるドリフトは、依然として、推進剤使用と故障に対処する時間とを対比して使い分けるオプションである。1つのスロットから隣のスロットへのそのような容易なアクセスは、単一ストリング節約策を可能にする。LEO衛星は、ほぼ任意の衛星障害を数日内でなくすことができる能力を与える。一方、ユーザは故障に殆ど気づかない。これは、少なくとも衛星が非常に急速に通り過ぎるからであり、また、せいぜい、それらの短いLEO通過の予測可能性によってユーザがその周囲の利用可能性を計画できるからである。ドリフトに基づく投入は、打ち上げ機オプションの全体の範囲を広げる。図11及び図12は、コストを下げて、打ち上げ機のこの機に便乗した利用可能性を生かすべく、衛星をグループを成して、場合によりコンステレーション全体を一挙に打ち上げることができる方法を示す。単一のミディアムリフトブースター打ち上げ機は、質量及び体積のマージンをもたらす。複数の衛星の順序付けられた配備は再接触を不可能にする。

## 【0050】

好ましい実施形態は、投入、軌道保持、再構成、及び、軌道離脱を含むライフサイクル全体にわたって電気推進を使用する。打ち上げ機投入が行われた時点では、低い推力で軌道を構成するための時間、したがって、高い効率をうまく生かす時間がある。エレクトロスプレースラストは、高い比推力を有して、最小のサイズ、重量、及び、電力(SWAP)を必要とし、一般に小型衛星で見出される低いDC入力電圧で動作するとともに、取り扱いが容易な液状形態のコンパクトな推進剤を与え、また、ナビゲーションミッション機能への支障を最小限に抑えるための精密な操縦策を与える。

## 【0051】

図13は、単一打ち上げ配備シーケンスを示す。見えているフレームは、数か月にわたる時の経過であり、この場合、観察者の赤経は、稼働コンステレーションの基準昇交点の

10

20

30

40

50

それに伴って移動する。明確に見えるように、地球自転角（見ている時刻）もコンステレーションの基準昇交点に対して固定される。シアンで示される投入軌道は、稼働コンステレーションに対して一定のノード歳差運動速度でドリフトする。1軌道面ずつ、搭載スタは、一群の衛星を稼働している高度及び位相まで上昇させるために点火する。このフレームでは、稼働軌道面が静止しているように見える。投入軌道がその歳差運動を完了すると、衛星の最後のグループの軌道が上昇され、配備が完了する。

【0052】

同様の態様で、複数の打ち上げは、単一の軌道面又は少数の隣り合う軌道面のグループを投入できる。

【0053】

キャリア位相タイミング及び測距フレームワーク

以下の処理は、衛星軌道・クロック推定及びユーザ位置・クロック推定を扱う。

【0054】

図14はサービスデータ処理機能を示す。システムオブザーバブルは、軌道推定器、クロック推定器、及び、完全性モニタへとルーティングされる。軌道推定器は、サブデシメートルレベル解に対して効果的に連続した予測的先読みを与えるようになっている。クロック推定器は、それらの一部又は全部が干渉に起因して利用できない場合がある十分なシステムオブザーバブルの利用可能性に応じて動作するとともに、完全な状態推定が想定し得ない程度まで予測を行なう。サービスデータアグレッガータは、システムハウスキーピングデータ及びGNSSデータビットワイプオフ情報と共に解をまとめ、それを、直接的な衛星ブロードキャスト及び地上データリンクを含む利用可能なデータリンク経路を介してユーザへとルーティングする。完全性モニタは、生のオブザーバブル及び解を連続的に構文分析して、不一致にフラグをたてる。警報もユーザへルーティングされる。地上セグメント及び宇宙セグメントのハウスキーピング機能をサポートするために軌道解がバックホールを介してルーティングされる。放射体定位機能も示される。天底ミッションアンテナにより取得されるサンプルは、時間的及び空間的に登録された後、相互相関に基づくTDOA/FDOA放射体定位処理ブロックへルーティングされる。包括的なグローバル放射体は、探査車両が使用される程度まで全てのデータに基づいて動作する。電離圏及び対流圏推定値がユーザへルーティングされる。道路高さ及びマッピング更新を含む包括的な解がオフラインで蓄積される。

【0055】

衛星及びユーザの両方に適用できる、回転地球固定基準座標系におけるナビゲーション方程式は以下の通りである。

【数1】

$$c(t'_i - t) = \left| \mathbf{r}_j(t) + \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_j(t)(t'_i - t) - \mathbf{r}_i(t) \right|$$

【0056】

ここで、 $c$ は光の速度であり、 $t'_i$ は、 $i$ 番目の送信器信号が $j$ 番目の受信器により受信された時間であり、 $t$ は、信号が送信器によりブロードキャストされる時間であり、 $\mathbf{r}_j$ は $j$ 番目の受信器位置であり、 $\boldsymbol{\Omega}_e$ は地球回転ベクトルであり、 $\mathbf{r}_i$ は $i$ 番目の送信器の位置であり、これらは全て地球固定基準座標系で与えられる。高次の項を無視すると、以下ようになる。

10

20

30

40

【数 2】

$$\begin{aligned}
c(t'_i - t) &= \left| \mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t) + \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_j(t)(t'_i - t) \right| \\
&\cong \left| \mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t) \right| + \frac{\mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t)}{\left| \mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t) \right|} \bullet \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_j(t)(t'_i - t) \\
&= \left| \mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t) \right| + \frac{\mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t)}{c} \bullet \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_j(t)
\end{aligned}$$

10

【0057】

当分野において良く知られるように、送信器から受信器までの疑似距離は、以下のように、光の真空媒体速度の距離と送信器及び受信器のクロックオフセットとの和によって与えられる。

【数 3】

$$\rho_{ij}(t) = c(t'_i - t) + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) + \text{測定エラー}$$

20

【0058】

ここで、 $t_j$  は送信器クロックバイアスであり、 $t_i$  は受信器クロックバイアスである。実用的な実施では、以下のように測定エラーを含み得る。

【数 4】

$$\begin{aligned}
\rho_{ij}(t) &= c(t'_i - t) + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) - \delta\rho_{ij}^{iono} + \delta\rho_{ij}^{tropo} + b_{ij} + \delta\rho_{ij}^{multipath} + n_i(t) \\
&= \left| \mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t) \right| + \frac{\mathbf{r}_j(t) - \mathbf{r}_i(t)}{c} \bullet \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_j(t) \\
&\quad + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) - \delta\rho_{ij}^{iono} + \delta\rho_{ij}^{tropo} + b_{ij} + \delta\rho_{ij}^{multipath} + n_i(t)
\end{aligned}$$

30

【0059】

ここで、 $\delta\rho_{ij}^{iono}$  は電離圏エラーであり、 $\delta\rho_{ij}^{tropo}$  は対流圏エラーであり、 $b_{ij}$  は、キャリア位相疑似距離測定値に適用できるキャリア位相サイクル曖昧度エラーであり、 $\delta\rho_{ij}^{multipath}$  はマルチパスエラーであり、 $n_{ij}(t)$  は、それぞれのチャンネルごとの熱雑音及び干渉である。

40

【0060】

我々は、送信器及び受信器の位置のおおよその推定値をそれぞれ

【数 5】

$$\bar{\mathbf{r}}_i(t)$$

及び

【数 6】

$$\bar{\mathbf{r}}_j(t)$$

と仮定して、小さい項を無視するとともに、その近似値付近の位置の摂動について解く。結果として生じる残差疑似距離は以下によって与えられる。

【数 7】

$$\begin{aligned} \Delta\rho_{ij}(t) &\equiv \rho_{ij}(t) - \left| \bar{\mathbf{r}}_j(t) - \bar{\mathbf{r}}_i(t) \right| + \frac{\bar{\mathbf{r}}_j(t) - \bar{\mathbf{r}}_i(t)}{c} \cdot \boldsymbol{\Omega}_e \times \bar{\mathbf{r}}_j(t) \\ &\cong \hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot (\delta\mathbf{r}_j - \delta\mathbf{r}_i) + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) - \delta\rho_{ij}^{iono} + \delta\rho_{ij}^{tropo} + b_{ij} + \delta\rho_{ij}^{multipath} + n_{ij}(t) \end{aligned} \quad 10$$

【0061】

ここで、

【数 8】

$$\hat{\mathbf{r}}_{ij}$$

は、各送信器から受信器へ向かう単位ベクトルであり、また、 $\mathbf{r}$  は位置推定エラーである。例えば、その摂動がデカルト初期位置及び速度の関数である軌道モデル、及び、その摂動がデカルト位置及び速度バイアス、並びに、姿勢バイアス、加速度計バイアス、及び、ジャイロバイアスの関数である慣性測定単位モデルも含めて、より精緻化され先験的位置モデルを使用することもできる。一般的なケースでは、質量中心又は任意の他の基準点により規定されるユーザ位置又は衛星車両位置  $\mathbf{r}_{reference}$  を、車両姿勢  $q$  の関数として  $3 \times 3$  正規直交回転行列  $A$  (この例では、四元数表示によってパラメータ化される) によって、アンテナ位相中心位置  $\mathbf{r}_{antenna}$  に対してマッピングするために、レバーアーム補正ベクトル  $\mathbf{b}$  が使用される。

【数 9】

$$\mathbf{r}_{antenna} = \mathbf{r}_{reference} + A(q)\mathbf{b}$$

【0062】

$1/f^2$  電離圏エラー依存性が与えられると、二重周波又は多周波測定は、バンド間の観測方程式をスケールリングして差別化することによって電離圏のないオブザーバブルを構成できるようにする。Kaバンドなどの高い十分な周波数のクロスリンクの場合には、単一周波数又は周波数ウィンドウを使用して電離圏エラーを抑制することができる。キャリア位相測定の場合、この処理のための単純化した仮定は、マルチパスが小さい或いは少なくとも測定ノイズと同等であることである。実際には、当業者は、ガウス・マルコフモデルを含めて、性能を最大にするべくマルチパスに関して様々な処理を施すことができる。

【0063】

衛星軌道及びクロック推定

ユーザ測位を行なう前に、GPS及びLEO宇宙船軌道を確立することが重要である。IGSネットワークなどのGPS受信器の地上ネットワークは、正確なGPS軌道及びクロックの解を確立できる。これらのGPS解は、LEO宇宙船によって取得されるGPSからの生の疑似距離測定値と組み合わせられ得る。この場合、簡略化された形式の観測方程式が以下のように与えられる。

【数 1 0】

$$\Delta\rho_{ij}(t) = \hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot \delta\mathbf{r}_j + c\delta t_j(t) + b_{ij} + n'_{ij}(t)$$

【0 0 6 4】

ここで、n ダッシュ表記は、電離圏のないオブザーバブル構成によりもたらされる僅かにノイズがある測定値を示すために採用され、また、各オブザーバブルは、GPS 衛星 i から LEO 衛星 j へ与えられる。一般に、複数の GPS 衛星間の観測の時系列は、収集された後、位置オフセット及びバイアスについて解くために使用される。それぞれの連続する解は、改良された軌道推定値

10

【数 1 1】

$$\bar{\mathbf{r}}(t)$$

に収束まで繰り返して知らせる。

【0 0 6 5】

一般に、LEO 衛星軌道を決定するための GPS 単独の使用は、十分ではない。例えば、GPS バンドにおける妨害電波は、LEO 衛星による GPS 信号の適切な受信を妨げる場合がある。しかしながら、より規則正しい基準に基づき、LEO 衛星が GPS バンドで送信しているときには、GPS バンドで同時に受信することは一般に実用的ではない。これらの場合には、バンド外のクロスリンクが LEO 衛星ブロードキャストの地上でのダウンリンク測距と組み合わせられる。このとき、クロスリンクの観測方程式は以下ようになる。

20

【数 1 2】

$$\Delta\rho_{ij}(t) = \hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot (\delta\mathbf{r}_j - \delta\mathbf{r}_i) + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) + b_{ij} + n'_{ij}(t)$$

【0 0 6 6】

この場合、それぞれのオブザーバブルは衛星 i から衛星 j へ与えられる。好ましい実施形態では、クロスリンクも双方向モードで動作され、それにより、可観測性を向上させることができる。しかしながら、クロスリンクそれら自体によりクロスリンク測定は、LEO 衛星及びクロックを完全に特徴付けるのに十分ではない。LEO 送信器ダウンリンクの地上測定が以下のようにオブザーバブルに加えられる。

30

【数 1 3】

$$\Delta\rho_{ij}(t) = -\hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot \delta\mathbf{r}_i + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) + \delta\rho_{ij}^{tropo} + b_{ij} + n'_{ij}(t)$$

【0 0 6 7】

この場合、それぞれのオブザーバブルは LEO 衛星 i から地上基準局 j へ与えられる。地上測定に関して、我々は、別個の原子標準によって或いは地上基準サイトでの GPS 衛星の同時モニタリングによって受信器クロック及び対流圏が良く知られていると仮定する。したがって、電離圏のない地上ダウンリンクオブザーバブルが以下により与えられる。

40

【数 1 4】

$$\Delta\rho_{ij}(t) = -\hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot \delta\mathbf{r}_i - c\delta t_i(t) + b_{ij} + n'_{ij}(t)$$

【0 0 6 8】

50

任意の所定のエポック  $t_k$  にわたって、GPS 衛星、クロスリンク、及び、複数の LEO 衛星のためのダウンリンクにおける同時オブザーバブルが収集されて以下の観測行列へと組み合わせられる。

【数 15】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_{GPS1-LEOi} \\ \Delta\rho_{GPS2-LEOi} \\ \vdots \\ \Delta\rho_{GPSN-LEOi} \\ \hline \Delta\rho_{LEOi-LEOj} \\ \Delta\rho_{LEOj-LEOi} \\ \hline \Delta\rho_{LEOi-Ref1} \\ \Delta\rho_{LEOi-Ref2} \\ \vdots \\ \Delta\rho_{LEOi-RefM} \\ \hline \Delta\rho_{LEOj-Ref1} \\ \Delta\rho_{LEOj-Ref2} \\ \vdots \\ \Delta\rho_{LEOj-RefM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \hat{\mathbf{r}}_{GPS1-LEOi}^T & 0 & I \\ 1 & 0 & \hat{\mathbf{r}}_{GPS2-LEOi}^T & 0 & I \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 0 & \hat{\mathbf{r}}_{GPSN-LEOi}^T & 0 & I \\ \hline -1 & 1 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOi-LEOj}^T & \hat{\mathbf{r}}_{LEOi-LEOj}^T & 1 \\ 1 & -1 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOj-LEOi}^T & \hat{\mathbf{r}}_{LEOj-LEOi}^T & 1 \\ \hline -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOi-Ref1}^T & 0 & I \\ -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOi-Ref2}^T & 0 & I \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOi-RefM}^T & 0 & I \\ \hline 0 & -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOj-Ref1}^T & I \\ 0 & -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOj-Ref2}^T & I \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & -1 & 0 & -\hat{\mathbf{r}}_{LEOj-RefM}^T & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\delta_{LEOi}^{(k)} \\ c\delta_{LEOj}^{(k)} \\ \hline \delta_{LEOi} \\ \delta_{LEOj} \\ \hline b_{GPS-LEOi} \\ b_{LEOi-LEOj} \\ b_{LEOj-LEOi} \\ b_{LEOi-Ref} \\ b_{LEOj-Ref} \end{bmatrix} + \mathbf{n}'_k \tag{10}$$

【0069】

この場合、構成の目的は、LEO 衛星の隣り合う対、すなわち、 $i$  及び  $j$  の軌道及びクロックについて解くこと、並びに、LEO 衛星  $i$  へ向かう GPS 測距リンクのバイアス  $b_{GPS-LEOi}$  のベクトル、LEO 衛星の対間の双方向クロスリンクバイアス  $b_{LEOi-LEOj}$ 、 $b_{LEOj-LEOi}$ 、及び、地上基準ネットワークへ向かうそれぞれの LEO 衛星からのバイアス  $b_{LEOi-Ref}$ 、 $b_{LEOj-Ref}$  の 2 つのベクトルについて解くことである。積層ベクトル  $\mathbf{n}'$  は、検出前区間にわたる連続ノイズをそれぞれの残差キャリア位相疑似距離における測定ノイズに離散化する。

【0070】

一般に、高い完全性をもって未知数について解くために観測方程式の時間履歴が必要とされる。以下の簡単な表記は、先の行列方程式を簡潔にする。

30

【数 1 6】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_{GPS,i} \\ \Delta\rho_{i,j} \\ \Delta\rho_{i,Ref} \\ \Delta\rho_{j,Ref} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} +1 & 0 & R_{GPS,i}^T & 0 & I_{GPS,i} \\ m & \pm 1 & -R_{i,j}^T & R_{i,j}^T & I_{i,j} \\ -1 & 0 & -R_{i,Ref}^T & 0 & I_{i,Ref} \\ 0 & -1 & 0 & -R_{i,Ref}^T & I_{j,Ref} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} c\delta t_{LEO_i}^{(k)} \\ c\delta t_{LEO_j}^{(k)} \\ \delta r_{LEO_i} \\ \delta r_{LEO_j} \\ b_{GPS,i} \\ b_{cross} \\ b_{i,Ref} \\ b_{j,Ref} \end{bmatrix} + n'_k \tag{10}$$

□□□

【 0 0 7 1】

この場合、1 行列は、適切な符号をもつ行列の  $n \times 1$  ベクトルのための短縮表記であり、R 行列は、単位ベクトルのスタックであり、I 行列は単位行列である。クロスリンクの場合には、単位行列が適切なゼロ空間を伴って拡張されてしまっている。一般に、多くの LEO 衛星のクロック及び軌道が同時に推定されてもよい。このとき、単一エポックからの観測行列は以下の構造を成す。

【数 1 7】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_{1,2} \\ \Delta\rho_{1,3} \\ \Delta\rho_{2,3} \\ \Delta\rho_{GPS,1} \\ \Delta\rho_{3,Ref} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} m & \pm 1 & 0 & -R_{1,2}^T & R_{1,2}^T & 0 & I_{1,2} \\ m & 0 & \pm 1 & -R_{1,3}^T & 0 & R_{1,3}^T & I_{1,3} \\ 0 & m & \pm 1 & 0 & -R_{2,3}^T & R_{2,3}^T & I_{2,3} \\ +1 & 0 & 0 & R_{GPS,1}^T & 0 & 0 & I_{GPS,1} \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & -R_{3,Ref}^T & I_{3,Ref} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} c\delta t_{LEO1}^{(k)} \\ c\delta t_{LEO2}^{(k)} \\ c\delta t_{LEO3}^{(k)} \\ \delta r_{LEO1} \\ \delta r_{LEO2} \\ \delta r_{LEO3} \\ b_{GPS,1} \\ b_{cross} \\ b_{3,Ref} \end{bmatrix} + n'_k \tag{30}$$

□□□

【 0 0 7 2】

好ましい実施形態において、オブザーバブル構造は、LEO 送信器自体からのものを含む妨害電波及び干渉に対してロバスト性が高い。この例において、LEO 衛星 2、3 からの送信器は、所定のエポックで GPS の受信を妨げる。軌道解は、GPS、クロスリンク、及び、ダウンリンクオブザーバブルの組み合わせを用いて長い区間にわたって推定することができ、この場合、ゆっくりと変化する軌道成分と一定のバイアス成分とを新たなダッシュ記号付きの測定値に関して観測方程式の左辺に組み入れることができ、それにより、より急速に変化するクロック成分が以下のように推定される。

【数 1 8】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho'_{1,2} \\ \Delta\rho'_{1,3} \\ \Delta\rho'_{2,3} \\ \hline \Delta\rho'_{GPS,1} \\ \Delta\rho'_{3,Ref} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} m1 & \pm 1 & 0 \\ m1 & 0 & \pm 1 \\ 0 & m1 & \pm 1 \\ \hline +1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\delta t_{LEO1} \\ c\delta t_{LEO2} \\ c\delta t_{LEO3} \end{bmatrix}_k + n'_k$$

10

【0073】

この例において、GPSは、LEO衛星1のためのクロック解を較正することに寄与し、地上基準ネットワークは、LEO衛星3のためのクロック解を較正することに寄与し、一方、3つのLEO衛星の3つの対間のクロスリンクは、3つの衛星のためのクロック解を互いに結び付けて、集合体のための最適なクロック推定値を与える。

20

【0074】

簡単な形式では、軌道及びクロック観測方程式が以下のように書かれてもよい。

【数 1 9】

$$\Delta\rho_k = \begin{bmatrix} +1 & R_k^T & I_{bias} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\delta t_k \\ \delta r_{LEO} \\ b \end{bmatrix} + n'_k$$

30

【0075】

ここで、 $\Delta\rho_k$ は、GPSオブザーバブル、クロスリンクオブザーバブル、及び、ダウンリンクオブザーバブルの各LEO衛星における残差疑似距離測定値のベクトルであり、 $1_{clock}$ はクロック行列の連結であり、 $R_k^T$ は、衛星単位ベクトルの連結であり、 $I_{bias}$ は、疑似距離バイアス単位行列の連結であり、 $c\delta t_k$ は、各エポックにおけるLEO衛星クロックバイアス解のベクトルであり、 $\delta r_{LEO}$ は、各LEO衛星における軌道エラー推定値のベクトルであり、 $b$ は、GPSバイアス、クロスリンクバイアス、及び、ダウンリンクバイアスのベクトルである。観測行列を以下のようにk個のエポックにわたって積み重ねることができる。

40

【数 2 0】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \text{M} \\ \Delta\rho_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} +1 \\ \\ \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} \\ +1 \\ \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} \\ \\ +1 \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} R_1^T & I_{bias} \\ R_2^T & I_{bias} \\ \text{M} & \text{M} \\ R_K^T & I_{bias} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\delta t_1 \\ c\delta t_2 \\ \text{M} \\ c\delta t_K \\ \hline \delta r_{LEO} \\ b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n'_1 \\ n'_2 \\ \text{M} \\ n'_K \end{bmatrix} \tag{10}$$

【0076】

方程式のこの組は、最小二乗法を使用して、上昇～現在の区間にわたって解くことができる。実際に、全ての行列要素が書き込まれるとは限らない。行列からの適切な削除は、利用できないオブザーバブルをもたらし、或いは、様々なタイミング・測距リンクを視野内及び視野外に至らせる衛星ジオメトリをもたらす。好ましい実施形態では、観測方程式のカルマンフィルタ実装が正確なクロックモデル及び軌道モデルと組み合わせられる。好ましい実施形態においては、推定も、適切なコード位相マルチパスモデルを伴うコード位相ベースの推定によって増強される。

【0077】

解の完全性は、RAIMを使用して評価され得る。単一の衛星における残差検定統計量Qが以下のように形成される。

【数 2 1】

$$Q = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \text{M} \\ \Delta\rho_K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} +1 \\ \\ \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} \\ +1 \\ \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} \\ \\ +1 \\ \end{bmatrix} +1 \begin{bmatrix} R_1^T & I_{bias} \\ R_2^T & I_{bias} \\ \text{M} & \text{M} \\ R_K^T & I_{bias} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\delta t_1 \\ c\delta t_2 \\ \text{M} \\ c\delta t_K \\ \hline \delta r_{LEO} \\ b \end{bmatrix} \tag{40}$$

【0078】

好ましい実施形態は、複数のエポックにわたって全ての衛星及び関連する推定パラメータを同時に含むように解及び検定統計量を拡大する。

【0079】

ユーザ位置推定

図 15 はユーザ機器ハードウェアを示す。デュアルバンドフロントエンドは、電離圏工

ラーがないタイミング・測距測定を可能にする。オシレータは、装置全体に座標タイミングを与えるローカルオシレータ合成器を駆動させる。r . f . 信号がサンプリングを通じて直接的にベースバンドヘダウンコンバートされる。ヒルベルト変換は、相関器のための複合ベースバンドサンプルのストリームをもたらす。

【 0 0 8 0 】

図 1 6 は、受信器ナビゲーション処理アーキテクチャを示す。状態は、ベクトル位置、速度、姿勢、ユーザクロック時間及びクロックレート、加速度バイアス、ジャイロバイアス、天頂対流圏、及び、視野内の各 G N S S 衛星及び S u r e P o i n t ( 商標 ) 衛星におけるクロック及びクロックレートタムとして規定される。カルマンフィルタ時間更新が、共分散を含めて、プロパゲータのバンクとして示される。衛星位置は、オペレーションセンターサービスデータプロセッサから広められるエフェメリス表示パラメータを使用して生成される。衛星クロック状態を予測するためにオペレーションセンターからのクロックパラメータも使用される。相関器 N C O のためのフィードフォワード疑似距離を生成するために先験的状态伝搬が使用される。平方根情報の数値安定性の実施と効率的な Q R 行列分解とによって測定値更新が容易にされる。

10

【 0 0 8 1 】

L E O 衛星クロック及び軌道が正確に知られた時点で、この情報は、パラメータ化されるとともに、ユーザ測位を助けるためにユーザへ送られる。図 1 に示されるように、軌道及びクロックの情報は、地上データネットワーク又は宇宙ネットワークを介してユーザに送られ得る。

20

【 0 0 8 2 】

対流圏エラーは、 $h_i = 1 / \sin E l_i$  の斜角係数が乗じられたその天頂値を使用して長い時定数にわたって視野に入る複数の衛星を用いて推定され、ここで、 $E l_i$  は衛星仰角である。L E O 衛星の急速な角度カバレッジに起因して、例えば直ぐ近くの前線などの不規則な気象特徴を受け入れるために方位角成分を組み入れる、より精巧な対流圏モデルが使用されてもよいことが容易に分かる。キャリア位相マルチパスは、更なる特別な配慮を伴うことなくアベレージダウンされると再び仮定される。

【 0 0 8 3 】

慣性支援は干渉シナリオのためのオプションである。ユーザ機器が干渉除去のための要件を有さなければ、以下の慣性処理は除外されてもよい。

30

【 0 0 8 4 】

好ましい実施形態におけるユーザ機器は、S u r e P o i n t ( 商標 ) 推定に対して非常に相補的な慣性測定ユニット ( I M U ) を利用する。アビオニクスレトロフィットにおいて、多くの稼働している航空機は高品質 I M U を既に使用する。I M U 性能及びコストの動向も有益である。M E M S 技術は、一般に、数秒のキャリア位相 - レベル安定性を与える。更に、D A R P A によって現在調査されているように、ポーズ・アインシュタイン凝縮物からの干渉パターンに基づく新規な高性能 I M U を含む新たな技術が現れようとしている。好ましい実施形態は、任意のそのような新規な I M U 技術の全潜在能力をそれが利用できるようになるときに利用する。

【 0 0 8 5 】

衛星 i に関して、ユーザ状態推定方程式は以下の通りである。

40

【 数 2 2 】

$$\Delta \rho_i(t) = \hat{\mathbf{r}}_i(t) \bullet [\delta \mathbf{x}(t) - \delta \mathbf{r}_i] - c \delta t_i(t) + c \delta t(t) + h_i(t) b_T + b_i + n_i'(t)$$

【 0 0 8 6 】

ここで、 $\mathbf{x}$  は、北座標系、東座標系、下降座標系に関するユーザ残差位置推定値エラーであり、 $t$  はユーザクロックエラーである。衛星軌道エラー及びクロックエラーが推

50

定されるため、これらの項を以下のように新たなダッシュ記号付きのオブザーバブルに関して方程式の左辺に集めることができる。

【数 2 3】

$$\Delta \rho'_i(t) = \hat{\mathbf{r}}_i(t) \bullet \delta \mathbf{x}(t) + c \delta t(t) + h_i(t) b_T + b_i + n'_i(t)$$

【0087】

慣性モデルは、以下のようにバル - イツァーク [ 引用文献 8 ] により導き出されるエラー伝搬に関する三次元線形方程式を適用する。

10

【数 2 4】

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \phi \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & & & & \\ \mathbf{G}_{vr} & \Omega_{vv} & \mathbf{G}_{v\phi} & I & \\ & & \Omega_{\phi\phi} & & \\ & & & -\tau_a^{-1} I & \\ & & & & -\tau_g^{-1} I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \phi \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{w}_{VRW} \\ \mathbf{w}_{ARW} \\ \mathbf{w}_a \\ \mathbf{w}_g \end{bmatrix}$$

20

【0088】

この方程式は、慣性測定ユニット状態位置推定値エラー  $\delta \mathbf{x}$ 、速度推定値エラー  $\delta \mathbf{v}$ 、公称ユーザ姿勢に対する線形 3 軸姿勢推定値エラー  $\delta \phi$ 、加速度計バイアス  $\mathbf{b}_a$ 、及び、ジャイロバイアス推定値エラー  $\mathbf{b}_g$  から構成され、この場合、全ての  $\mathbf{w}$  ベクトルはランダムノイズエラーを表わす。ジャイロバイアス及び加速度計バイアスにおけるガウス・マルコフモデル近似も加えられた。更に、以下の定義が適用される。

30

【数 2 5】

$$\mathbf{G}_{vr} = -\frac{g}{R} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -2 \end{bmatrix}$$

40

【数 2 6】

$$\Omega_{vv} = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D & 0 \\ -2\Omega_D & 0 & 2\Omega_N \\ 0 & -2\Omega_N & 0 \end{bmatrix}$$

50

【数 2 7】

$$\mathbf{G}_{v\phi} = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

10

【数 2 8】

$$\mathbf{\Omega}_{\phi\phi} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & 0 \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ 0 & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix}$$

20

【0089】

ここで、 $g$  は、重力に起因する局所的な加速度、 $R$  は地球の半径、 $\Omega_N$  及び  $\Omega_D$  は、北方向及び下降方向へそれぞれ投影される地球自転ベクトルの成分である。

【0090】

ユーザは、アプリケーションが保証すれば、車両で複数のアンテナを使用できる。推定方程式は、使用されるそれぞれのアンテナごとに単に繰り返すにすぎないが、それぞれのアンテナごとに別個のレバーアーム値を伴って繰り返す。このフレームワークを制御放射パターンアンテナ (CRPA) の組み込みに適用することもできる。

【0091】

ユーザ位置をおおよそ推定して、受信器が粗いロック状態にとどまるようにするために、伝統的な超緊密に結合された非コヒーレントドット積弁別器が最初に使用される。しかしながら、この弁別器は、持続的コヒーレント積分のための基礎を与えない。干渉下又は妨害電波下では、そのような弁別器の精度は、コードチップの大きな割合まで、すなわち、軍用信号の場合には数メートルまで低下する。

30

【0092】

コヒーレント積分は、干渉条件下で正確なオブザーバブルを与える。慣性項及びクロック項をもたらすプロセスノイズは、波長の小さな割合の時間安定性又は位置安定性を維持できる時間区間に関して簡略化された形態で特徴付けられ得る。目標は、位置に関して 0.5 cm 程度であり - これは、時間 × 光束に関して約 20 ピコ秒に等しい。幾つかの使用ケースは、20 秒よりも長い時定数を伴う慣性測定ユニットを使用するが、使用されるオシレータは、一般に、ほんの数ミリ秒にわたって十分に安定している。視野内の  $N$  個の衛星におけるオブザーバブルが以下のように積み重ねられてもよい。

40

【数 2 9】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho'_1(t) \\ \Delta\rho'_2(t) \\ \vdots \\ \Delta\rho'_N(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{r}}_1^T(t) & 1 & h_1(t) \\ \hat{\mathbf{r}}_2^T(t) & 1 & h_2(t) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \hat{\mathbf{r}}_N^T(t) & 1 & h_N(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x}(t) \\ c\delta t(t) \\ b_T \\ b_1 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_N \end{bmatrix} + n'(t) \quad (10)$$

□□□

【0093】

過度の測定ノイズがない場合には、この方程式を以下のように簡単な形式で表わすことができる。

【数 3 0】

$$\Delta\rho'(t) = \begin{bmatrix} R^T(t) & +1 & h(t) & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x}_k(t) \\ c\delta t(t) \\ b_T \\ b \end{bmatrix} + n'(t) \quad (20)$$

【0094】

GPS衛星オブザーバブルから、一般に、慣性測定ユニット時定数にわたる位置オフセットを除き、慣性バイアスを観測可能である。したがって、慣性モデルが先の観測方程式と一体化されると、組み合わせは、以下の有効な観測方程式へと簡略化する。

【数 3 1】

$$\Delta\rho'(t) = \begin{bmatrix} R^T(t) & +1 & h(t) & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ c\delta t(t) \\ b_T \\ b \end{bmatrix} + n'(t) \quad (30)$$

【0095】

持続的コヒーレント積分は、エポック k におけるオブザーバブルのベクトルを形成するべく、一般に 300 ~ 500 ミリ秒のオシレータ時定数にわたる干渉除去において想定し得る程度まで使用される。





り安全な時間通りの到着が可能である。F A Aを含むA N S Pは、旧来のインフラ、特にS S R及びI L Sを安全に引退させるために信頼を勝ち取る新たな入口を有することができる。

【0107】

好ましい実施形態は、ロバスト性が高い高性能w h e r e - i n - l a n e能力を自動車に与える。それは、G P Sだけよりもかなり速く必要とされる完全性へ収束する。自動車は、数が増えて更に自律的な能力を得るため、厳格な管理レートが重要であるが、避けられない部品故障を扱うことが更に重要になってきている。好ましい実施形態は、w h e r e - i n - l a n e性能要件と一致する完全性を得る。ハードな統計的情報を出力すると、システムは、自動車保険会社が理解して使用できる実用的な用語で予測統計値及び実際の統計値を定量化する - これにより、新たな能力をスケールアップする際に未知の未知数を排除する。位置をリアルタイムで広めるために車間データリンクと統合される衛星ベースのサービスは、道路状態に伴って劣化するカメラ、R A D A R、及び、L I D A Rなどの「相対的な」センサを補完する - ロバスト性が高い「絶対的な」測位を任意の天候又は環境でもたらず。また、ユーザ機器は既に車両で計画されるハードウェアコンポーネントを使用してグローバルにスケールアップできるため、材料コストのますます増大する請求書はほぼゼロである。

10

【0108】

図17は、ユーザのための完全性の利用可能性を概算する例を示す。自動車に関するこの例では、水平警報限界(H A L)がセーフティ・オブ・ライフ自律的車線保持と一致する1メートルになるように規定される。地球中軌道(M E O)G N S S衛星は空全体にわたって移動するため、数十分が経過するまでR A I Mを使用して障害を検出するのに不十分なジオメトリが存在する。R A I M利用可能性の確率は、平滑化期間の関数としてプロットされる(コールドスタートのために必要とされる時間と一致する)。S u r e P o i n t(商標)衛星に関して、利用可能性は、数十秒の時定数内で100%に達する。

20

【0109】

本明細書中で可能にされる衛星ナビゲーション完全性は、他の様々なセンサとG P Sとの融合に利益ももたらし得る。非G P Sベースのセンサは、一般に、固有の完全性を有さない。図18は、S u r e P o i n t(商標)衛星を組み込むセンサ融合機能を示す。受信器完全性機能は、何時どの程度までそれが信頼されるべきかの表示を出力する。このとき、完全性の全体にわたって融合中のセンサ間の重み付けを最適化できる - 固有の完全性を伴わないセンサさえも含む。

30

【0110】

干渉下の低コストユーザ機器

干渉又は妨害電波が高い場合には、通常のコシレータを有する受信器を使用するコヒーレントトラッキングにおいてノイズ寄与度が大きくなりすぎる場合がある。高干渉モードにおける好ましい実施形態では、以下のようにエポックkにおいてオブザーバブル方程式の両側に差分演算子

【数35】

40

$\Pi$

が適用される。

【数 3 6】

$$\Pi \Delta \rho'_k = \Pi \left[ R_k^T \quad +1 \quad h_k \quad I \right] \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ c \delta t_k \\ b_T \\ b \end{bmatrix} + \Pi n'_k$$

10

【0 1 1 1】

ここで、5つの衛星のケースにおいては、

【数 3 7】

$$\Pi = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix}$$

20

30

である。

【数 3 8】

$$\Pi$$

40

行列は、視野内の任意の数の衛星に関して一般化され得る。ノイズがそれぞれのチャンネルにわたっておおよそ等しいと仮定すると、差分演算子は、本質的には、以下のようにジオメトリにかかわらず全ての衛星にわたって釣り合いのとれた態様でクロック推定値の取り消しをもたらす。

【数 3 9】

$$\Delta \rho_k^* = \begin{bmatrix} \Pi R_k^T & \Pi h_k & \Pi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ b_T \\ b \end{bmatrix} + n_k^*$$

10

【0 1 1 2】

ここで、 $\delta \mathbf{x}$  及び  $n$  は、衛星間二重差のベクトル及びノイズ項に関する簡単な表記である。重要なステップにおいて、観測方程式は、ユーザクロックとは無関係にさせられ、ゆっくりと変化する又は一定の状態変数にのみ依存するにすぎない。

【0 1 1 3】

現時点では、生の位相測定値を蓄積する際に実用的な検討事項をカバーすることが重要である。好ましい実施形態において、ベースバンドでの蓄積は、一般に数百ミリ秒のユーザオシレータコヒーレント時定数以下となるように設定される検出前区間にわたってそれぞれの衛星ごとに  $N$  個の同相成分及び直角位相成分を集める。同相成分及び直角位相成分の逆正接は、それぞれの特定の衛星及びエポックごとに  $\theta_i$  をもたらし、このとき、これらは、ひいては、二重差  $\Delta \rho_{ij}^*$  を形成するために衛星対の全体にわたって差別化される。検出後二重差は、その後、慣性ナビゲーションユニットの時定数と一致する複数のエポックにわたる更に長い区間において積分される。プロセスの数学的表示は、衛星対  $i$ 、 $j$  に関して所定のエポックで以下のように与えられる。

20

【数 4 0】

$$\begin{aligned} I_i &= \cos(\alpha_i + \beta) + n_{Ii} \\ Q_i &= \sin(\alpha_i + \beta) + n_{Qi} \\ \Delta \rho_i^* &= \text{atan}_2(Q_i, I_i) \\ \Delta \rho_{ij}^* &= \Delta \rho_i^* - \Delta \rho_j^* = \text{atan}_2(Q_i, I_i) - \text{atan}_2(Q_j, I_j) \\ \Delta \bar{\rho}_{ij}^* &= \left\langle \text{atan}_2(Q_i, I_i) - \text{atan}_2(Q_j, I_j) \right\rangle \end{aligned}$$

30

【0 1 1 4】

ここで、 $I$  は、それぞれの衛星における同相ベースバンド検出前成分 + 同相ノイズ寄与度であり、また、 $Q$  は、それぞれの衛星における直角位相ベースバンド検出前成分 + 直角位相ノイズ寄与度である。先験的な予測的知識に基づいて或いは宇宙ネットワーク及び/又は地上ネットワークを介したストリーミングにより、キャリアに関する任意のデータ変調が取り除かれると仮定される。逆正接関数をルックアップテーブルとして効率的に実施できる。ノイズ寄与度は、1 信号に対して標準化される。変数  $\alpha$  は、全ての衛星に共通の急速に変化するクロック項において代役であり、一方、オブザーバブルに組み込まれる変数  $\beta$  は、ゆっくりと変化する或いは一定である全ての他の状態変数寄与度において代役である。干渉の存在下では、信号対雑音比が低い場合があり、すなわち、ノイズ項が 1 程度或いはそれよりも大きくなる傾向があり得る。ノイズは、二重差が慣性時定数にわたって

40

50

積分されるため、最終ステップで平均される。ノイズ項が大きいため、平均される傾向がある逆正接関数に非線形性が導入される。

【 0 1 1 5 】

検出ステップと同時に起こるクロック項の取り消しを別のベクトル積形式で見ることもできる。コヒーレント弁別器は、衛星添え字  $i$ 、 $j$  を伴うそれぞれの衛星対に関して、検出前の生の同相測定成分及び直角位相測定成分  $I$ 、 $Q$  の関数として以下のように表わされる。

【 数 4 1 】

$$\begin{aligned}\bar{I}_{ij} &= \langle Q_i Q_j + I_i I_j \rangle \\ \bar{Q}_{ij} &= \langle Q_i I_j - I_i Q_j \rangle\end{aligned}$$

10

【 0 1 1 6 】

既に規定された識別情報を弁別器方程式へ置き換えると、以下ようになる。

【 数 4 2 】

$$\begin{aligned}\bar{I}_{ij} &= \langle [\sin(\alpha_i + \beta) + n_{Qi}] [\sin(\alpha_j + \beta) + n_{Qj}] + [\cos(\alpha_i + \beta) + n_{Ii}] [\cos(\alpha_j + \beta) + n_{Ij}] \rangle \\ \bar{Q}_{ij} &= \langle [\sin(\alpha_i + \beta) + n_{Qi}] [\cos(\alpha_j + \beta) + n_{Ij}] - [\cos(\alpha_i + \beta) + n_{Ii}] [\sin(\alpha_j + \beta) + n_{Qj}] \rangle\end{aligned}$$

20

【 0 1 1 7 】

積・和識別情報と呼び出すと、ユーザクロックと関連付けられる成分が、平均化区間にわたって 2 に対する大きな偏位をトラバースするとともに、項を無視できるようにランダムノイズにより更に変調されると仮定される。残りの二乗ノイズ項を整理してまとめると、以下ようになる。

30

【 数 4 3 】

$$\begin{aligned}\bar{I}_{ij} &\cong \cos(\alpha_i - \alpha_j) + \langle n_{Qi} n_{Qj} \rangle + \langle n_{Ii} n_{Ij} \rangle \\ \bar{Q}_{ij} &\cong \sin(\alpha_i - \alpha_j) + \langle n_{Qi} n_{Ij} \rangle - \langle n_{Ii} n_{Qj} \rangle\end{aligned}$$

【 0 1 1 8 】

この弁別器では、パスバンド信号の共通モード成分が排除され、それにより、微分残差のみが残る。先の推定方程式における衛星全体にわたる唯一の共通モード量 - 完全に脱落する角度 に対応する - は、ユーザクロックである。したがって、この弁別器を用いると、コヒーレント積分は、さもなければユーザクロックにより許容されるよりもかなり長い区間にわたって持続可能になり、それにより、受信器のコヒーレント干渉除去性能をかなり高める。

40

【 0 1 1 9 】

ジオメトリにおける急速な角度変化をうまく利用して、位置オフセット、天頂対流圏、及び、キャリア位相バイアスについて解くべく  $K$  個のエポックを以下のように積み重ねることができる。

【数 4 4】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho'_1 \\ \Delta\rho'_2 \\ \vdots \\ \Delta\rho'_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Pi R_1^T & \Pi h_1 & \Pi \\ \Pi R_2^T & \Pi h_2 & \Pi \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Pi R_K^T & \Pi h_K & \Pi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ b_T \\ b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n'_1 \\ n'_2 \\ \vdots \\ n'_K \end{bmatrix}$$

10

【0 1 2 0】

方程式のこの系は、最小二乗適合によって解かれ得る。実際には、行列構成で適切に削除され得る欠落した測定値が存在する場合がある。MEO衛星は空全体にわたってゆっくりと移動する。LEO急速角度動作は、幾何学的な行列要素を劇的に進展させ、それにより、状態を数十秒内で観測できるようにする。好ましい実施形態では、完全性も重要な用途の場合を除き、カルマンフィルタ実装が使用され、この場合、フォワード-バックワード smoother が用いられる。

【0 1 2 1】

20

先の弁別器により与えられる改善を強調するため、それを以下の形式の弁別器を使用してもよい当分野において使用される典型的なキャリア位相トラッキンググループと比較することが有益である。

【数 4 5】

$$\bar{I}_i^2 \Delta\rho_i = Q_i I_i$$

【0 1 2 2】

この弁別器において、推定エラーは、以下 [ 引用文献 1 0 ] によって与えられる。

30

【数 4 6】

$$\sigma_\phi^2 \approx \frac{B_L}{C/N_0} \left( 1 + \frac{1}{2C/N_0 T} \right)$$

【0 1 2 3】

ここで、 $C/N_0$  はキャリア電力対ノイズ電力スペクトル密度比であり、 $T$  は相関器検出前区間であり、 $B_L$  は、位相ロックループトラッキング帯域幅である。

40

【0 1 2 4】

【数 4 7】

$$\Pi$$

演算子にしたがって、衛星の全ての対が対称的に適用される。二乗ノイズ項は、本質的に、性能をより安定した時間基準と共に利用できるものにわたって倍にされる。しかしながら、

【数 4 8】

## II

演算子にしたがっても、非微分ケースの場合のほぼ 2 倍の衛星測定値対が形成され、それにより、2 倍希釈が効果的に回復される。

【0 1 2 5】

慣性品質に応じた妨害電波性能の結果的な向上が図 1 9 に示される。伝統的な弁別器はオシレータ安定性程度の時定数に制限され、一方、改良された弁別器は、ユーザ積分時定数をユーザ慣性と一致するように拡張でき、それにより、干渉除去の付随的な改善をもたらす。更に、GPS 衛星及び GNSS 衛星のいずれも同時センチメートルレベル精度及び高完全性サイクル曖昧度分解能に対して可観測性を与えない。LEO 衛星は残りの未知数を与える。

10

【0 1 2 6】

新たな弁別器を使用するための警告は以下のとおりである。すなわち、(i) 受信器のベースバンド数値制御オシレータ(NCO)は、LEO ドップラーダイナミックレンジ(MEO GNSS における  $\pm 5 \text{ kHz}$  ではなく LEO における  $\pm 40 \text{ kHz}$ ) をカバーしなければならない、(ii) プロセッサは、変更されたタスクを受け入れるのに十分なスループットを有さなければならない、(iii) 残存する帯域外電力を軽減するために r . f . バンドパスフィルタをアンテナと受信器との間の r . f . 経路へ挿入する必要があるかもしれない。

20

【0 1 2 7】

図 2 0 は、GPS L1 に隣接するバンドにおける広帯域スペクトルを示す。受信器の既存の設置基盤は、一般に、低精度、旧高精度、現高精度のラベルが付された 3 つのフィルタ曲線を占め、各フィルタ曲線は連続的に更に大きい帯域幅使用を伴う。GPS L1 に隣接する補助地上コンポーネント(ATC)バンドがマゼンタで左に示される。下端には、モバイル衛星サービス(MSS)、GPS、及び、ロシア GLONASS からの低電力衛星信号が示される。1 つの対立する広帯域サービスが低電力レベルで左に赤で示される。懸案事項は、多くの既存の GPS 受信器のフロントエンドフィルタが提案された広帯域電力レベルで干渉をもたらすことである。現高精度受信器の場合には、MSS 衛星を追跡するためにこれらの GPS 受信器が同じ r . f . フロントエンドを使用するため、バンドが重なり合う。

30

【0 1 2 8】

キャリア位相にその重点を置くことにより、好ましい実施形態のスペクトル要件は狭い。特に、(拡散コンポーネントへの部分的なアクセスを伴う場合であっても) キャリアを再構成するべく GPS 信号を圧縮できる限りにおいて、そのキャリアは一般に高完全性、フル性能測位にとって十分である。

【0 1 2 9】

本発明は、不利な干渉条件下であっても狭 GPS スペクトルがフル高完全性ポジションフィックスを達成できるようにするため、グリーン領域が GPS と隣接する広帯域との間の保護バンドとして規定されてもよい。GPS 受信電力及び最小帯域幅のペナルティを課すために比較的 low コストのバンドパスフィルタが場内のユーザ機器に遡及的に挿入されてもよい。大きい保護バンドは、C/A コード GPS 受信器のための  $2 \text{ MHz}$  帯域幅フィルタと関連付けられる。小さい保護バンドは、P(Y) コード GPS 受信器のための  $20 \text{ MHz}$  帯域幅フィルタと関連付けられる。また、PNT LEO 衛星は精密位置サービス補正を GPS バンドでブロードキャストできるため、隣接する MSS バンドで衛星放送はもはや必要とされない。

40

【0 1 3 0】

図 2 1 は、システムの民間輸送システムのための概念を示す。海洋、陸上、及び、航空

50

のユーザのために別個のGPS増強システムを構成するのではなく、統合された精密なサービスが本発明によって可能にされる。宇宙セグメントは、GPS衛星、WAAS衛星、及び、LEO衛星を含む。ソフトウェア更新を伴うWAAS地上監視局は、3つの全てのタイプの衛星のタイミング信号及び測距信号を追跡する。全ての衛星の正確なクロック及び軌道並びに完全性警報を含むWAASマスターステーションで統合されたメッセージが形成される。このデータメッセージは、WAAS衛星及びLEO衛星と地上ベースのデータリンクとを含む複数のデータ経路を介してユーザへ広められる。航空においては、地上ベースのデータリンクがVHFラジオである。地上車においては、地上ベースのデータリンクが、インフラ(V21)沿道機器(RSE)に狭域通信(DSRC)車両、又は、4G LTEを含む商用無線サービスプロバイダからの帯域幅を含むことができる。海洋ユーザにおいて、地上ベースのデータリンクは、タイミング・測距のためではなくデータブロードキャスト用途のために変換される既存のDOT及び沿岸警備隊NDGPSビーコンとなり得る。

10

#### 【0131】

複数のデータリンク経路を伴うネットワーク化されたシステムは、1つ以上のタイミング、測距、又は、データリンクが悪化される或いは利用不可能なときに弾力性及び干渉除去を加える。

#### 【0132】

##### 混合宇宙セグメント動作

図22は、単一周波数衛星と探査車両とを伴うシステムの統合を示す。単一周波数衛星は、電離圏、対流圏、及び、車道の高さを推定するのに役立つ探査車両がサービスデータプロセッサに対して付加的なフィードバックを与える間、補助的なタイミング・測距測定値を与える。探査車両の使用のためには、地上バックホールデータリンクが必要とされる。単一周波数SurePoint(商標)衛星が使用される或いはさもなければ単一周波数動作が望ましい場合においては、サービスデータプロセッサにより計算される局所的な電離圏及び対流圏の推定値を受けることによってユーザ-クライアント車両のサブセットが探査車両に対して短いベースライン(電離圏バリエーションの距離スケールに関して)を形成する。

20

#### 【0133】

探査車両として知られる車両のサブセットは、完全性モニタリング及びカメラなどの他のセンサへの支援のために使用され得るロードマップを経時的に積み重ねて更新するのに役立つ解に含まれる。デュアルバンド測定を増強させるために単一周波数LEOコンステレーションが利用できてもよい付随的な実施形態において、ユーザのより広いメッシュのための取得を加速させるクラウドソース(crowd-sourced)手段として探査車両のネットワークが使用される。

30

#### 【0134】

探査車両が使用される限りにおいて、サービスオペレータは、探査車両ユーザとの奨励に基づく契約に入ってユーザの参加を可能にする。探査車両は、GNSSオブザーバブル及びLEOオブザーバブルをオペレーションセンターヘルディングする。奨励に基づく契約の条項にしたがって、データは、一般に、プライバシーのために匿名にされることが予期される。4G LTEなどのプライベート無線ネットワークはバックホールデータリンクを与えることができるが、DSRC V21 RSEもこの目的を果たすことができる。

40

#### 【0135】

マップのみの探査推定器においては、オペレーションセンターは、全てのGNSS軌道及びLEO軌道を同時に推定するとともに、場合によりカメラ画像などの他のキューを用いて、探査車両位置、単一周波数電離圏エラー、対流圏、並びに、マップ及び道路をクロッキングする。ロードマップ上の推定時定数は、擬似データポイントが抑制されるようにするために長い。単一周波数LEO衛星が解へ混入される場合には、それらの衛星のための電離圏推定値及び対流圏推定値がリアルタイムデータブロードキャストに含まれる。単

50

一周波数タイミング・測距測定のために必要とされる高精度に反して作用する電離圏及び対流圏の複雑な三次元性に起因して、それぞれの衛星ごとに車道のみに沿ってそれぞれの簡単な表示が構成される。したがって、ブロードキャストに含まれる必要があるデータのみが、(i)実際に自動車により必要とされ、(ii)第1の軌道面内で観測できる電離圏の統合されたスライスと関連付けられるデータである。最もあり得る実施形態では、全電子数(TEC)スプラインがそれぞれのマイルマーカを補間し、また、天頂対流圏スプラインがそれぞれのマイルマーカを補間し、これらはいずれも宇宙車両によって行われる。図23は、特定の衛星における車道に沿って投影される推定された局所的な電離圏及び対流圏の投影の一例を示す。

#### 【0136】

非干渉のための商用信号形態

他のGNSS衛星の信号に対して非干渉信号を維持することは重要である。図24は、非干渉解析との関連で信号形態を示す。LEOでの動作は、任意の想定し得るC/Aコード相互相関を任意の1023周期ゴールドコード及び任意のドップラーシフトにおける21.6dB限界[引用文献11]に制限する。L5コード、L1Cコード、及び、L2Cコードの相互相関は、C/Aコードレベルよりもかなり低い。

#### 【0137】

民間及び商業の用途は、信号の権限のない使用を排除するために暗号化を必要とする。チップングレートは、整数の倍数 $n \times 1.023 \text{ Mcps}$ の基本チップング周波数 $f_0$ である。 $n$ の値は、既存の或いは計画されたモバイル装置に適合するように選択され、特定の用途に応じて1、6、又は、10の値をとる。図24におけるブロック図は、宇宙船及びユーザ機器に搭載して使用される先進暗号化標準規格(AES)に基づく商用コード発生器を示す。AESは、真のランダムシーケンスから効果的に区別できないことが知られている。

#### 【0138】

$10f_0$ チップングレート出力は、Pコードと同じ基準により-53.1dBの相互相関干渉をもたらす[委員用文献12]。同様に、 $1f_0$ のチップングレートは、その全てが既存のGNSS衛星及び受信器に適合する-43.1dB相互相関干渉をもたらす。

#### 【0139】

暗号化アーキテクチャは、128ビット対称トラフィックキーのチェーンをもたらす。チェーンは、適用できるシステムワイドグローバル静的トラフィックキーから始まる。衛星識別表示は、グローバルキーを各衛星に固有の静的なトラフィックキーへと変換する。他の急速循環ステップは、1秒ごとに更新する一過性のキーを形成する。特定のユーザ装置の真のレベルに応じて、グローバルキー又は一過性のトラフィックキーのいずれかがそのユーザに広められる。トラフィックキーの広まりは、それぞれの使用ケースごとに以下で更に論じられる。

#### 【0140】

民生信号認証

今日、GNSS信号はスプーフィングされやすい。民生スプーフィングから保護するために多くの提案が行われてきたが、それぞれの提案は様々な実用的欠点を有する。

#### 【0141】

図25は、GNSSに対する民生信号認証オーバーレイを示す。保護は、GNSS信号の構造についてあれこれ推測しない。また、GNSS空間及び制御セグメントは、非参加型であり、変更される必要がないと仮定される。SurePoint(商標)ナノ衛星オーバーレイによってブロードキャストされる信号のみが必要とされる。SurePoint(商標)は、SurePoint(商標)ナノ衛星信号認証をGNSS信号へ伝えることができるようにする。GNSS信号の暗号化は必要とされない。その手法は、大部分の既存の民生受信器の設計者と協力する或いはさもなければ最小の変更のみで済む可能性を有する。

#### 【0142】

10

20

30

40

50

F A A などの信用のあるエアナビゲーションサービスプロバイダ ( A N S P ) は、 S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星ウォーターマークトラフィックキーを制御する。このプロバイダは、 S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星ペイロードデータを広める地上セグメント及び宇宙セグメントの構成要素を動作させることにより或いは動作させたことによりそのような制御を行なうことができる。

【 0 1 4 3 】

公衆に知られ得るデジタル信号伝達アルゴリズムは、ペイロードデータの無署名のサブフレームに作用する。信号伝達機能は、安全なハードウェア境界で行われるとともに、信用のある A N S P にのみ知られるプライベート署名キーを使用する。結果は、ペイロードデータのサブフレームの端部に付け加えられてサブフレームの最終フレームに予約済みビットの状態に埋め込まれる対称的なウォーターマークトラフィックキーである。それぞれの S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星のためのウォーターマークキーを含む署名済みペイロードデータは、アップロードされて記憶される。アップロードは、 V P N を介してデータ送信中に保護される。ペイロードデータは F I F O バッファ内に存在する。 L 1 C 又は L 5 などの公然と知られるアルゴリズムを用いて生成される開放 P R N コードは、 S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星の一次タイミング・測距波形を合成する。ペイロードデータはこの開放 P R N コードへと変調される。同時に、ウォーターマークキーは、ウォーターマークとしての機能を果たす暗号化されたスペクトル拡散 P R N コードを生成するために使用される。このウォーターマークコードがデータ変調された開放コードと組み合わせられ、集合体がブロードキャストされる。ウォーターマーク波形及び開放波形を任意に規定できる。好ましい実施形態において、ウォーターマーク波形は、開放波形に対して所定の相対的な電力及び位相により変調された後に開放波形と合計されるパルス状ではない連続的な信号 ( すなわち、ウォーターマークキーにより規定される同相及び直角位相の連続体を成して特定のポイントに位置している ) を与える。

10

20

【 0 1 4 4 】

最初に、ウォーターマークキーを公然と利用できない。ウォーターマークキーは、ペイロードデータの最終フレームに埋め込まれて、各サブフレームの終わりにのみ、すなわち、サブフレームデータの残りが既にブロードキャストされた後にブロードキャストされる。ペイロードデータ送信シーケンスにおいて、ウォーターマークキーは、最終的に、サブフレームの最終フレームでブロードキャストされ、それにより、事後にそのキーが公然と知られる。

30

【 0 1 4 5 】

ユーザ機器フロントエンドは、低雑音増幅器、ダウンコンバータ、及び、アナログ・デジタルコンバータを含む。相関器バンクがリアルタイムな遅延された ( 再処理された ) パージョンへ分けられる。再処理能力は、適切なウォーターマークの存在に関してウォーターマークキーが知られた時点でベースバンドサンプルを解析できるようにする。集合体信号の開放成分を追跡することにより、ユーザ受信器は、ペイロードデータを復調して逆整流 ( d e c o m m u t a t e ) することができる。サブフレームの最終フレームがウォーターマークキーをもたらす。第 1 の認証ステップでは、ペイロードデータ、ウォーターマークキー、及び、事前に配信されて全てに知られるパブリックキーに作用するデータ認証アルゴリズムがパスしなければならない。

40

【 0 1 4 6 】

その後、従前のベースバンド信号が再生され、このベースバンド信号は、新たにデコードされたウォーターマークキーにより生成されるウォーターマーク P R N コードと相互に関連付けられる。第 2 の認証ステップでは、開放信号成分 ( 或いは、その時間的に変化するプロファイル ) に対するウォーターマークのベクトル電力比 ( すなわち、大きさ及び位相 ) が既知のブロードキャスト形態と一致しなければならない。

【 0 1 4 7 】

L E O 衛星が各 S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星の視線へと急速角度動作を焼き付けるため、 G N S S 衛星を組み入れるポジションフィックスは、同時受信器自律型完全性

50

モニタリング ( R A I M ) チェックをパスして、急速に変化するジオメトリに関係なくそのようにしなければならない。

【 0 1 4 8 】

厳しい完全性閾値を用いて R A I M チェックを行なうために、キャリア位相ポジションフィックスの先の処理からの G N S S 測定値と S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星測定値との組み合わせ及びそれらの解は、以下のように残差検定統計量 Q を形成するべく以下のように K 個のエポックにわたって互いにまとめられる。

【 数 4 9 】

$$Q = \left\| \begin{array}{c} \Delta \rho'_1 \\ \Delta \rho'_2 \\ \mathbf{M} \\ \Delta \rho'_K \end{array} - \begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} R_1^T \\ R_2^T \\ \mathbf{M} \\ R_K^T \end{bmatrix} & \begin{array}{c} +1 \\ +1 \\ \mathbf{O} \\ +1 \end{array} & \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ \mathbf{M} \\ h_K \end{bmatrix} \end{array} \begin{bmatrix} I \\ I \\ \mathbf{M} \\ I \end{bmatrix} \right\|_2 \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ c \delta t_1 \\ c \delta t_2 \\ \mathbf{M} \\ c \delta t_K \\ b_r \\ b \end{bmatrix} \quad (10)$$

10

20

【 0 1 4 9 】

閾値は、ユーザが測定収集区間にわたってスプーフィングされているという仮説と対照して検定するように選択される。対流圏の先験的モデルと共にコード位相が使用される簡略化されたケースでは、簡略化された検定統計量が以下のように使用される。

【 数 5 0 】

$$Q = \left\| \begin{array}{c} \Delta \rho'_1 \\ \Delta \rho'_2 \\ \mathbf{M} \\ \Delta \rho'_K \end{array} - \begin{array}{ccc} \begin{bmatrix} R_1^T \\ R_2^T \\ \mathbf{M} \\ R_K^T \end{bmatrix} & \begin{array}{c} +1 \\ +1 \\ \mathbf{O} \\ +1 \end{array} & \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x} \\ c \delta t_1 \\ c \delta t_2 \\ \mathbf{M} \\ c \delta t_K \end{bmatrix} \end{array} \right\|_2 \quad (30)$$

30

【 0 1 5 0 】

I M U が使用されない更なる簡略化されたケースでは、検定統計量が

【 数 5 1 】

$$Q_k = \left\| \Delta \rho'_k - \begin{bmatrix} R_k^T \\ +1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{x}_k \\ c \delta t_k \end{bmatrix} \right\|_2 \quad (40)$$

40

まで減少する。

【 0 1 5 1 】

完全な民生信号認証は、3つの全ての別個の検定 ( R A I M 、電力、及び、データ ) にパスすることを要する。任意の別個の検定にパスしなければ、ユーザ機器は、障害の存在

50

、稀な通常状態、又は、想定し得るスプーフィングを知らせる警報を発する。

【0152】

ユーザ位置の裏づけ

他の重要な課題は、位置の裏づけを立証することである。そのような能力は、位置を因子として使用することにより識別情報を確立する認証に役立つこともできる。位置の裏づけは、金融取引における不正行為を防止すること、法的処置、有料道路照合、運転した分だけ支払う自動車保険、重要インフラの保護、及び、航空交通監視ハッキングに抵抗することに適用できる。

【0153】

図26は、ユーザ位置の裏づけのための動作の概念を示す。信号認証に関する前の節における Sure Point (商標) ナノ衛星により生成される認証波形と同様に、暗号化されたスペクトル拡散波形ブロードキャストがユーザ位置認証のための基準である。システムネットワークインフラは、ブロードキャストを生成するために使用される暗号キーを保護するべく信頼されていると仮定される。Sure Point (商標) ナノ衛星の軌道及びクロックが既に較正されていると仮定すると、調査対象位置にある信頼されている地上モニタは、ブロードキャストが適切に動作しているという独立したチェックを行なう。

10

【0154】

認証サーバは、ユーザ装置がナノ衛星ブロードキャストを取得して追跡するための情報を助けるように使用できる波形パラメータのセットをユーザに利用できるようにする。波形パラメータは、それぞれのネオサテライトごとにユーザIDクロック及びエフェメリス係数を含む。認証されたユーザのための信頼されている使用ケースにおいて、波形パラメータは、暗号化された波形ブロードキャストの直接的なユーザ装置トラッキングを可能にするためにナノ衛星ブロードキャストのためのトラフィックキーも含む。このとき、認証サーバは、モバイルユーザ装置により生成される測定オブザーバブルにアクセスできる。

20

【0155】

正常に動作するGNSS受信器は、視野内のGNSS衛星を追跡して、ユーザ位置及びクロックオフセットを推定する。好ましい実施形態では、GNSS衛星タイミング・測距オブザーバブルが衛星へ向かう1つ以上の視線に沿って1つ以上の暗号化されたLEOナノ衛星タイミング・測距オブザーバブルとの一致に関してチェックされる。十分なユーザ位置認証は、位置+時間の3つの成分に関して少なくとも4つの独立する暗号化された疑似距離を必要とする。LEOナノ衛星は、数少ない衛星を用いて、具体的には短い区間にわたって動作する視野内の2つの衛星を用いて確定的な検定を行なう。必要とされる認証のレベルに応じて、全地球を扱う単一のナノ衛星でさえ値を提供できる。ナノ衛星がユーザ位置不正行為に関してランダムな「スポットチェック」を行なっている場合、又は、その検出に対する時間的緊急性があまりない場合には、より少ない数の衛星が必要とされる。好ましい実施形態において、コンステレーションは、任意の所定の時間に地球上の全てのポイントにわたって少なくとも一対のナノ衛星を位置決めするように寸法付けられる。そのような形態では、殆どのケースで、ほぼ即座に要求に応じて位置不正行為を検出でき、或いは、残りのケースでは、数十秒内で非常に高い信頼度まで位置不正行為を検出できる。

30

40

【0156】

信頼の委託が使用される。ユーザ装置の低信頼度、中信頼度、高信頼度を含む3つのシナリオが図27a~図27cにおいて考慮される。認証サーバと1つ以上のユーザ装置との間で情報を広めるためにハードウェアセキュリティモジュール(HSM)及び標準的なパブリックキーインフラ(PKI)が使用される。HSMを含むユーザ装置は、信頼される機関で初期化される。HSMは、暗号化用の非対称なパブリック-プライベートキー対と、デジタル署名用の第2の対とを生成する。パブリックキーは認証サーバに与えられる。認証サーバが新たなトラフィックキー(又は正確なクロック及びエフェメリス支援データ)などの暗号化された情報を特定のユーザ装置に安全に伝える必要があるときには、認証サーバは、そのユーザ装置のパブリック暗号化キーを使用して情報を暗号化した後、そ

50

のデータをユーザ装置へ送信する。ユーザ装置 H S M は、その後、そのプライベート暗号化キーを使用して情報を解読する。ユーザ装置は、プライベートキー、トラフィックキー、又は、暗号に対して物理的な攻撃により容易にアクセスできないように設計される。同様に、ユーザ装置により生成される測定オブザーバブルが H S M によりデジタル署名され、その後、データパッケージが認証サーバへ伝えられる。

#### 【 0 1 5 7 】

図 2 7 a に示される低信頼度のユーザ装置のケースは、デジタル署名されたポジションフィックス及び生のベースバンド測定オブザーバブルを元の認証サーバへ伝え、この場合、G N S S 及び ( トラフィックキーの知識と共に ) ナノ衛星測定オブザーバブルが疑似距離測定値へと変換される。これらの疑似距離測定値は、信号認証に関する前の節で与えられた R A I M 変形と一致する R A I M フラグ及びポジションフィックスへと変換される。ポジションフィックスを認証するために、ナノ衛星受信信号電力は、適切なエンベロープ内に位置しなければならず、また、R A I M チェックがパスしなければならない。低信頼度のユーザ装置のケースは最小のセキュリティ設備を有するが、帯域幅の増大という不利益がある。

10

#### 【 0 1 5 8 】

図 2 7 b に示される中信頼度のユーザ装置は、敵が偽造のために利用するであろうシステムワイドトラフィックキーを危険に晒す単一のユーザ装置物品に対する攻撃の何らかのリスクが存在するシナリオを想定する。ベースバンド F I F O が短期間にわたってベースバンドサンプルを遅延させ、また、事後に、すなわち、図 2 4 においてに示される急速循環一過性トラフィックキーの場合には 1 秒後又は 2 秒後に、トラフィックキーがユーザ装置へ広められる。したがって、認証が 1 秒又は 2 秒遅れる。ポジションフィックス推定値は、ナノ衛星相関器のための疑似距離及びドップラーフィードフォワードを計算するために S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星軌道予測及びクロック予測と併せて使用される。ポジションフィックスを認証するために、ナノ衛星受信電力レベルは適切な範囲内に位置しなければならない。すなわち、有効な信号離散が肯定的である。最小帯域幅需要がネットワークから形成される。

20

#### 【 0 1 5 9 】

高信頼度のユーザ装置のケースの場合には、P K I がグローバルトラフィックキーを信頼される装置 H S M へ安全に広める。この場合、リアルタイム相関器は、該相関器が疑似距離をリアルタイムに出力する状態で全ての G N S S 衛星及びナノ衛星を含む。高信頼度のユーザ装置のケースは、信号認証に関する前の節からの R A I M 完全性チェックを使用して、G N S S 及び S u r e P o i n t ( 商標 ) ナノ衛星の両方を用いて全視野内測位を行なう。ポジションフィックスを認証するために、ナノ衛星受信電力レベルが適切な範囲内に位置しなければならず、また、R A I M チェックがパスしなければならない。デジタル署名されたポジションフィックス及び R A I M 残差は、ネットワークの最小帯域幅需要のみを必要とする元の認証サーバへ送信される。

30

#### 【 0 1 6 0 】

##### 宇宙船クロックのユーザ推定

一般的な知恵は、衛星ナビゲーションが宇宙船に原子時計を要することである。実際に、システム設計者は、クロスリンク及び他の超安定クロックを含めて、宇宙船時間を維持するための複数のサブシステムオプションを有してもよい。それぞれのオプションは、アテンダント性能及びコストの検討材料を有する。システム設計者が想定し得る低コストの別の手段の選択肢を有することにより費用便益を実現する限りにおいて、以下の進展は、選択肢及び利用可能な取引空間を広げるべく恒温槽型水晶発振器 ( O C X O ) を正確なキャリア位相ベースの測位のためにどのように使用できるかを示す。

40

#### 【 0 1 6 1 】

既知の軌道にあるが較正されないクロックを伴う衛星  $i$  を考慮する。以上から、対応するユーザ観測方程式は以下ようになる。

【数 5 2】

$$\Delta\rho'_i(t) = \hat{\mathbf{r}}_i(t) \bullet \delta\mathbf{x} + c\delta t(t) - c\delta t_i(t) + h_i(t)b_T + b_i + n'_i(t)$$

【0 1 6 2】

衛星クロック周波数は、それらのアラン偏差にしたがってそれらの安定性を維持する。簡略化された線形モデルが所定の衛星クロック安定性時定数を適用し、この場合、送信されるキャリア位相を 0.5 cm などの特定の許容範囲内に抑制できる。このとき、ユーザ観測方程式は以下ようになる。

10

【数 5 3】

$$\Delta\rho'_i(t) = \hat{\mathbf{r}}_i(t) \bullet \delta\mathbf{x} + c\delta t(t) - c(a_i + a'_i t) + h_i(t)b_T + b_i + n'_i(t)$$

【0 1 6 3】

この定義の下では、衛星クロックバイアスを  $b_i'$  としてこのときに運ばれるサイクル曖昧度バイアスから区別できない。

【数 5 4】

20

$$\Delta\rho'_i(t) = \hat{\mathbf{r}}_i(t) \bullet \delta\mathbf{x} + c\delta t(t) - ca'_i t + h_i(t)b_T + b'_i + n'_i(t)$$

【0 1 6 4】

観測方程式は、先のような行列形式へと積み重ねられてもよい。

【数 5 5】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho'_1(t) \\ \Delta\rho'_2(t) \\ \vdots \\ \Delta\rho'_N(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{r}}_1^T(t) & 1 & -t \\ \hat{\mathbf{r}}_2^T(t) & 1 & -t \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \hat{\mathbf{r}}_N^T(t) & 1 & -t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ c\delta t(t) \\ ca'_1 \\ ca'_2 \\ \vdots \\ ca'_N \\ b_T \\ b'_1 \\ b'_2 \\ \vdots \\ b'_N \end{bmatrix} + n'(t)$$

30

40

□□□

【0 1 6 5】

方程式のこの系は、LEOクロック勾配を観測できるようにするために、複数のエポック  $k$  にわたって逐次推定器で実施され得る。しかしながら、好ましい実施形態では、ユーザ機器が (i) 妨害電波又は干渉に晒されるとともに (ii) 短い区間にわたってコヒーレント積分を行なうことができるにすぎない低コストオシレータを使用するという条件下でLEO衛星クロックバイアスを推定することが更に望ましい。このケースは、最初に前述した相関手法にしたがって更に進展される。

50

【 0 1 6 6 】

簡単な表記では、' オブザーバブルのベクトルがそれぞれのエポック k ごとに整理してまとめられる。

【 数 5 6 】

$$\Delta\rho'_k = \begin{bmatrix} R_k^T & +1 & -It_k & h_k & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ c\delta t_k \\ ca' \\ b_T \\ b' \end{bmatrix} + n'_k \quad 10$$

【 0 1 6 7 】

前述のように、干渉を受ける衛星間検出のケースに関しては、差分演算子

【 数 5 7 】

 $\Pi$ 

20

が以下のようにオブザーバブル方程式の両辺に適用される。

【 数 5 8 】

$$\Pi\Delta\rho'_k = \Pi \begin{bmatrix} R_k^T & +1 & -It_k & h_k & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ c\delta t_k \\ ca' \\ b_T \\ b' \end{bmatrix} + \Pi n'_k \quad 30$$

【 0 1 6 8 】

このとき、エポックにおける結果的な方程式の系は、以下により与えられる。

【 数 5 9 】

$$\Delta\rho''_k = \begin{bmatrix} \Pi R_k^T & -\Pi t_k & \Pi h_k & \Pi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ ca' \\ b_T \\ b' \end{bmatrix} + n''_k \quad 40$$

【 0 1 6 9 】

50

G P S 衛星周波数標準の既知のより高い安定性を組み入れると、G P S クロックは、衛星通過に先立って較正され、したがって、予測されて、観測方程式の左辺へ寄せられる。LEO 衛星に作用する

【数 6 0】

$\Pi$

の縦列のみを保つ新たな差分演算子

【数 6 1】

$\Pi_{LEO}$

が規定され、それにより、以下の修正された観測方程式が残る。

【数 6 2】

$$\Delta\rho'_k = \left[ \Pi R_k^T \quad -\Pi_{LEO} t_k \quad \Pi h_k \quad \Pi \right] \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ ca'_{LEO} \\ b_T \\ b' \end{bmatrix} + n'_k$$

【0 1 7 0】

ジオメトリにおける急速な角度変化をうまく利用して、位置オフセット、LEO クロックバイアスレート、天頂対流圏、及び、キャリア位相バイアスについて解くべく K 個のエポックを以下のように積み重ねることができる。

【数 6 3】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho'_1 \\ \Delta\rho'_2 \\ \vdots \\ \Delta\rho'_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Pi R_1^T & -\Pi_{LEO} t_1 & \Pi h_1 & \Pi \\ \Pi R_2^T & -\Pi_{LEO} t_2 & \Pi h_2 & \Pi \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \Pi R_K^T & -\Pi_{LEO} t_K & \Pi h_K & \Pi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ ca'_{LEO} \\ b_T \\ b' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n'_1 \\ n'_2 \\ \vdots \\ n'_K \end{bmatrix}$$

【0 1 7 1】

方程式のこの系は、最小二乗適合によって解かれ得る。実際には、行列構成で適切に削除され得る欠落した測定値が存在する場合がある。好ましい実施形態では、逐次推定 R A I M が使用される。

【0 1 7 2】

高度 h が 800 km で、速度 v が 9 km / 秒であると仮定する。目的は観測時定数 h / v を最小にすることであり、これは、衛星を地球に対して可能な限り低く作動させるが大気抵抗を管理できるように十分に高く作動させる（それにより、h を最小にする）とともに、LEO 衛星を逆行軌道で作動させる（それにより、v を最大にする）ことによって達

10

20

30

40

50

成され得る。結果として得られる収束のための時定数はこの例では約 80 ~ 90 秒である。MEO GNSS 衛星はかなり大きい時定数を有する。

【0173】

図 28 は、正確な測位における未知数について解くために急速角度 LEO 動作及び未較正クロックのタイムスケールをどのように適用できるのかを示す。目的は、先に導き出された可観測性時定数を衛星クロック安定性の時定数と一致するように合わせることである。80 ~ 90 秒の先の収束時間は、センチメートルレベル性能のために OCXO から得ることができる安定性と合わされるように起こる。したがって、OCXO 作動開ループは、宇宙船タイミング基準を与えることができる。それにもかかわらず、システム全体は、依然として、セーフティ・オブ・ライフ用途のために高い精度、完全性、及び、妨害電波抵抗を与える。

10

【0174】

LEO ナノ衛星は、わずか 2 つの LEO 衛星が視野内にある状態で高完全性の解を可能にする。偶発的な衛星障害を考慮するためのより高い利用可能性において、システム冗長性は、3 つの LEO 衛星が地球上の任意の場所においてユーザの視野内にあるように設計され得る。好ましい実施形態は、3 つの LEO 衛星が地球上の任意の場所において特定の最小仰角に関してユーザの視野内にあるようにする。衛星障害の場合には、スペアが開放スロットへ向けて急速にドリフトされ得る。その間に、ユーザはサービスの中断を受けない。2 つの衛星障害が全く同じ場所で生じる起こりそうにない事象（これは、地球上の狭い固有の場所にわたって稀な繰り返しサイクルを伴って数分に限定される機能停止をもたらす）では、それが起こる時期を予め予測することによって短いギャップが管理され得る。2 週間内にスペアを使用できる。

20

【0175】

スードライト実装

都市領域では、衛星を完全に見ることができない場合がある。LEO 衛星から得られる向上された性能は、空のカバレッジが遮られる場合がある場所であっても都市領域にまで及ぶことができる。この例において、スードライト（疑似衛星）は、測位を行なうとともにフル完全性のために RAIM を用いて測位を行なうべく視線に基づいて使用され得る。スードライトにおけるオシレータは、自走式で動作するように設計される。すなわち、同期化が必要とされない。しかしながら、装置の固有媒体項安定性（数十秒程度）に起因して、車両がその位置について解いてもよい。この場合には、送信器は、それが未較正クロックを使用して作動されるため、低コストとなり得る。送信器がデータバックホール又は超安定基準を有する明確な必要性はない。好ましい実施形態は、そのナビゲーションデータベースに記憶されるオシレータ安定性仕様の知識を伴ってのみ動作できる。例えば、所定の装置が (i) 10 秒の区間にわたってセンチメートルレベルエラー（ルート TVAR）を維持できるとともに (ii) そのクロックレートを 10 億ごとに特定数の部品によって抑制されることが知られる場合がある。装置の周波数オフセットは、知られていない場合があり、また、実際に日ごとに且つ温度及び他の因子に伴ってドリフトする場合があるが、短期クロック安定性は、- ちょうど較正されないオシレータのケースにおける前述の処理で与えられる Sure Point（商標）衛星の場合のように - 実施形態で利用されるものである。

30

40

【0176】

したがって、新たなナビゲーション処理は以下のように与えられる。

【数 6 4】

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho_1^* \\ \Delta\rho_2^* \\ \vdots \\ \Delta\rho_K^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Pi R_1^T & -\Pi_{PL} t_1 & \Pi \\ \Pi R_2^T & -\Pi_{PL} t_2 & \Pi \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Pi R_K^T & -\Pi_{PL} t_K & \Pi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x} \\ ca'_{PL} \\ b' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_1^* \\ n_2^* \\ \vdots \\ n_K^* \end{bmatrix}$$

10

【0 1 7 7】

この場合、対流圏は、スードライトリンクに関して無視されるとともに地上ネットワークにより衛星リンクに関して較正されると仮定される。また、GPSクロック及びLEOクロックも地上ネットワークにより較正されると仮定され、そのため、差分演算子

【数 6 5】

$$\Pi_{PL}$$

がスードライトにおける未知のクロックレートにのみ適用される。

【0 1 7 8】

20

2つのケースが手法を例示する。すなわち、図29は、スードライトがバック送信器に埋め込まれて街路に装着されるケースを示し、また、図30は、スードライトが街路よりも上側に持ち上げられるケースを示す。

【0 1 7 9】

街路レベルの手法においては、街路境界線のようなパーキングシステムが、現在では既に、車の存在を検出できる駐車スペースに埋め込まれるバックセンサに基づき全国的に設置されている。これらのパーキングバックは、アドホック通信ネットワークを形成してセンサ出力をサービスデータプロセッサヘルディングするために内蔵トランシーバを含む。各トランシーバからのブロードキャストは、車両使用のための低電力ナビゲーションブロードキャストの都市ネットワークを形成するべくスードライトとしての機能を果たすことができる。この実施では、車に組み込まれるラジオ受信アンテナが、ブロードキャストを受けて、キャリア位相を測定し、放射測距を行なうことができる。車両に組み込まれる2つ以上のアンテナを用いてヘディングを含む更なる情報が利用可能になる。衛星ブロードキャストクロックが較正されないケースに関して先に導入されたナビゲーション処理方程式を直接に適用できる。スードライトクロックが較正されないが10秒程度の時定数にわたってセンチメートルレベルに安定したままであると仮定すると、その区間は、車がスードライトに対して大きな角度を横切るのに十分長い。車内のナビゲーションプロセッサは、自動車位置について解くことができるとともに、解で使用される各スードライトにおけるスードライトクロック及びクロックレートについて解くこともできる。したがって、スードライトの設置のために必要とされる情報のみが正確な測量である。

30

40

【0 1 8 0】

図30における持ち上げられた送信器のケースにおいても、先と同様、送信器は、大規模に容易に埋め込まれ得る小型で低コストの物品である。この変形例も自走式で低コストに動作できる。この変形例は、ソーラーパワーを使用する低電力ブロードキャストを用いることができる。設置は、安定した物体に対してのみの物理的な装着から成る。この変形例は、探査車両を介して自動測量されて監視される。その周波数は、車両と共に使用するために既に計画されたDSRC V21バンドを含めて、選択されたバンドに調整される。特に、ナビゲーションのためにキャリア成分のみが使用されるため、スードライト使用は同時データ変調と適合する。したがって、例えば5.9GHzバンドを使用する無線用途が、車両のために既に計画されたユーザ機器と適合し得る。

50

## 【0181】

## 防衛用途及び諜報用途

GPSは、国家安全保障能力及び民間・商業能力の両方が互いに利益をもたらすことができるようにするその軍事・民間共用の属性のため、伝説的である。以下の節では、以下を含めて、軍事・民間共用と防衛及び諜報とに関連して更なる実施形態を説明する。

- 1．前述の民間及び商業のPNT実施形態を防衛及び諜報に再適用する；
- 2．特に防衛及び諜報のための新たなPNT実施形態を仕立てる；
- 3．防衛及び諜報のための新たなPNT使用可能実施形態について説明する；
- 4．費用節減が民間・商業用途と防衛及び諜報とのいずれにも利益をもたらす新たな実施形態を開示する。

10

## 【0182】

## 軍用アンチジャム及び高い利用可能性

軍事用途において、本発明は、高いマスク角度視認性、サブデシメートル精度及びセーフティ・オブ・ライフ完全性の迅速な獲得、ロバスト性向上、及び、低い自動更新コストを伴う連続的で局所的な高い出力を含む前例のない新たな性能のための能力を与える。それにもかかわらず、新たな性能は、GPSコンステレーションのための維持コストの低減、信号セキュリティの向上、コンステレーションのロバスト性の向上、ファーストフィックスまでの時間の減少、精度向上、峡谷及び都市の谷間の性能向上、及び、ジャマー感受性の低下を含むカテゴリ別のGPS改良ニーズを扱うことができる。

## 【0183】

20

図31は物理的なシステムアーキテクチャを示す。低い地球軌道(LEO)にある少なくとも100個の低コスト衛星(場合によりナノ衛星、すなわち、 $< 10\text{ kg}$ )は、GPSに対するグローバルオーバーレイを形成する。ナノ衛星間の統合された測距及び通信は、GPS及びナノ衛星の両方に対する脆弱性に抗する新たなシステムレベル弾力性を与える新たなネットワークを生み出す。主に強調すべき点は、アンチジャム防衛及び屋内侵入における高い出力、並びに、山及び都市の谷間の環境における高い仰角の利用可能性である。アンチジャム及び新たな屋内の能力は、所定の局所的な動作領域(AoO)内にかなり増大されたパワーレベルの持続的な生のブロードキャスト出力を与えることによって達成される。高い利用可能性は、低い位置精度劣化度(PDOP)を維持するようにコンステレーションを寸法付けることによって達成される。そのようなPDOPは、高い仰角マスク閾値、例えば $45^\circ$ 以上を上回るように維持される。図にはコンステレーション内の全ての衛星が示されていない - AoOの上方の衛星のみが示される。

30

## 【0184】

LEO衛星は、それらがAoOなどの地球の様々な領域を通り越すにつれてそれらのブロードキャスト出力をON及びOFFに切り換える或いは連続的に変調させることができるように十分に低い高度で動作する。小アパーチャの天底面フェーズドアレイは、ブロードキャストビームがAoOを正確に照射するための機敏な操向をもたらす。そのような出力変調及び操向を低い高度から組み合わせることにより、簡単なハードウェアが照射領域境界の細かい制御を維持できる。改変されたGPS衛星上の高利得アンテナから連続的に動作するスポットビームブロードキャストを強調するのではなく、システムは、搭載バッテリー容量と、たった数分のみ短い区間にわたって高電力で、潜在的に衛星毎に1キロワット $r.f.$ 以上で動作する窒化ガリウム(GaN)などのバンドギャップの大きい電力増幅器とを使用する。軌道サイクルは、約12時間の正確な軌道と、AoO通過間のクロック推定とをもたらす。同じ区間にわたって太陽電池がバッテリーを充電する。衛星がAoOに達すると、GaN電力増幅器は、充電されたバッテリーからそのエネルギーを得て、高電力のGPS適合タイミング・測距ビームをAoOへブロードキャストする。通過はほんの数分続き、その間に、電力増幅器からの廃熱がヒートキャパシタに蓄積する。その後の12時間のリカバリ(前述の先行する12時間較正と充電区間とを重ね合わせる)にわたって、廃熱が放散される。

40

## 【0185】

50

システムは、衛星をより容易に多量に最小の体積、質量、及び、コストで製造できるように、電子機器要素、電力要素、熱要素、構造要素の大規模な統合を利用する。また、全体のコンステレーション質量を最小にすることにより、打ち上げコストを押し下げることができる。

#### 【0186】

図32は動作の概念を示す。衛星設計は、部品コストを最小限に抑えるがLEO軌道とネットワークアーキテクチャとを利用して潜在的にサブデシメートル精度のための十分な性能を得るべくその安定性が最適化されるオシレータの使用をサポートする。地球は、2つの領域、すなわち、半敵対領域と完全敵対領域とに控えめに分けられる。衛星軌道及びクロックは、敵対テリトリーへの移行に備えて同盟を結んだ(半敵対)テリトリーにわたって較正される。同盟を結んだテリトリーでは、支援GPSダウンリンク、LEOダウンリンク、クロスリンク、及び、フィードリンクを使用してシステムに対する攻撃が推定を部分的に低下させるにすぎないと仮定される。衛星が同盟を結んだテリトリーの上空を偵察飛行する場合、システムは、幾つかの場所で常に或いは全ての場所で何らかの時間に支援リンクを妨害できるようにするが全ての同盟を結んだ場所で常に支援リンクを妨害できるとは限らない弾力的なネットワークを形成する。しかしながら、敵対テリトリーにわたって、衛星支援リンクは完全に動作しないと仮定される。LEOダウンリンクは、このとき、ユーザ機器に対する敵の妨害電波を強引に取り押さえるように寸法付けられる。

10

#### 【0187】

高電力送信信号はGPSバンド内にあることができ、或いは、敵の妨害電波を更に回避するために信号をバンド外でブロードキャストすることができる。バンド内オプションは、ソフトウェア変更により晒される既存のGPSユーザ機器と適合するようになっている。

20

#### 【0188】

システムアーキテクチャは、システムレベル及び衛星レベルの簡潔さ、したがって、そのレベルのコストにおいてカテゴリ的改良を与えるその物理的な形態により、コスト低減をもたらす。第2に、コスト低減は、軌道上コンステレーション質量に関してプロキシとして更に表わされ得る。これは、打ち上げコストが大半を占めるからである。結果は、かなり低いコストでの高い仰角における連続的なブロードキャスト出力のかなりの局所的増大である。

#### 【0189】

動作形態は、それらをGPSと共に使用できる方法に関して非常に柔軟となり得る。例えば、コンステレーション電力資源制約を受ける、より高い電力信号を用いて機動的に更に大きなサイズの複数のAOOを選択的に照射することができる。LEO高度は、ブロードキャストがAOO境界の縁に正確に適合できるようにし、それにより、電力消費量及び付随的な干渉を更に最小限に抑えることができる。

30

#### 【0190】

システムアーキテクチャの重要な属性は、その熱制御サブシステムの簡潔さである。信頼できる低コストの高電力衛星の設計及び建造における最も大きい問題のうちの1つは、ペイロード電力増幅器の温度管理であり、ペイロード電力増幅器のそれぞれは、低いデューティサイクルで数百ワットを上回るr.f.電力を生成する。ON時間のほんの数分で、それらの電力増幅器は、次の12時間繰り返しサイクルにわたって放散される必要があるかなりの廃熱を発生させる。図33に示される150W電力増幅器の一例は、その小さな物理的サイズを強調する。好ましい実施形態は相変化材料(PCM)を使用する。

40

#### 【0191】

PCMは高い融解熱を有し、結果として、PCMは、融解中にかなりのエネルギーを吸収できる一方で、温度は一定のままである。PCMは、単純で低コストの溶液であり得る。PCMが熱エネルギーを吸収するため、温度はその融点まで上昇し始める。融解がPCMで始まった時点で、相変化中に温度は一定のままである。これは、熱源からの熱エネルギーが材料の相を固体から液体へ或いはその逆へ変化させるために使用されているから起こる。PCMの選択及び寸法付けは、所望の温度と、電力増幅器により発生される熱エネ

50

ルギーの量とに依存する。図33は、どのようにしてPCMが廃熱を取得した後にそれをゆっくりと経時的に放散できるかに関する手法を示す。

【0192】

図34は、PCMと宇宙船との間の温度制御界面を含む、宇宙船の残りの部分に組み込まれる電力増幅器のための装着ポイントを示す。融解熱及び融点は、20 - 150 W電力増幅器の例における効率的な動作温度 - に近くなるように目標付けられる。魅力的な熱的特性を有するPCMは、28 の融点と752 kJ/kgの高い融解熱とを有する塩化ホスホニウムである[引用文献13]。

【0193】

特別な材料が、マイクロストリップパッチアンテナ要素のための放射素子と接地平面とを分離するための誘電体構造を必要とするLバンドアンテナ面に関して選択される。好ましい実施形態では、赤外線において光学的に透明な材料、例えばセレン化亜鉛が使用される。他の方策は、窒化アルミニウムなどの高い熱伝導率を有する誘電体の選択を含む。

10

【0194】

宇宙船の概念的な形態が図35に示される。好ましい実施形態において、宇宙船アーキテクチャは、略平坦であり、簡単にするために深く組み込まれる。マイクロストリップパッチアンテナアレーが一方側で天底の方へ向けられ、平坦なソーラーアレーが反対方向に面し、また、これらの間に多量のバッテリー及び熱相変化材料が挟まれる。バルク材料の量は、衛星の所望の電力出力に比例する。

【0195】

宇宙船サイズとコンステレーションアーキテクチャとが結合される。軌道高度及び衛星間の間隔は、地球日陰時間、及び、ソーラーパワー発生のための回復時間、並びに、ペイロード、クロスリンク、及び、フィードリンクアンテナアパーチャ面積に適合される。

20

【0196】

太陽へ向かう宇宙船の方向性は、最大電力を与えるために回復期間中に変えられ、それにより、電力-熱とペイロード関連機能との間が最適化される。一方では、太陽/反太陽方向性は、熱放射体を地球から離れるように傾けるとともに、利用可能なソーラーパワーと深宇宙の反太陽冷間熱放射背景とを利用する。他方では、ペイロードフェーズアレーは、受信モードでCRPAとして作用して軌道及びクロックの較正中に衛星を妨害する影響を最小限に抑えるために物理的に及び/又は電氣的にGPS衛星の方へ向けられる。

30

【0197】

図36は、民間用途及び商業用途のために更に早期に開発された軍用急速取得精度及び完全性のための動作の概念を示す。防衛形態のための高い出力は、センチメートルレベル精度及び高い完全性(10<sup>-7</sup>完全性リスクで1m警報限界)のLEOベースの急速取得に対して同時付加的なアンチジャムを与える。システムアーキテクチャは、超緊密に結合される慣性支援及びコヒーレントアンチジャム、CRPAアンチジャム、機会の信号を更に完了するとともに、既存の攻撃使用ケースと一致する。

【0198】

放射体定位

図37は、動作の放射体ジオロケーション概念を示す。中心では、複数の放射体(意図的なジャマー及び/又は他の干渉源)が測位に支障を来す。SurePoint(商標)衛星天底アンテナは、ワイドバンドサンプルをアスターミナルを介して放射体定位オペレーションセンターにある中央サーバダウンリンクする。衛星軌道及びクロックの解は、サンプルのセンチメートルレベル位置及び時間登録を可能にする。中央サーバのプロセッサは、サンプルを相互相関させるとともに、到着時差(TDOA)処理を使用して放射体位置のリアルタイムの推定値をもたらす。

40

【0199】

図38は、放射体ジオロケーション形態ジオメトリの物理的な図を示す。この例において、3つのSurePoint(商標)衛星-それぞれ急速角度動作の付加的利益を伴うサンプルを収集する-は、複数の放射体を同時に検出する。

50

## 【0200】

宇宙ベース及び地上ベースの測定が組み合わされるときに付加的な感度が想定し得る。図37に示されるように、正確に測量される無線局センサを解に組み入れることができる。サンプル及びそれらの正確な時間登録がオペレーションセンターへ伝えられる。GPSが利用不可能であれば、時間登録のためにSurePoint（商標）フィーダリンクを使用することもできる。これは、このフィーダリンクがGPSバンド外にあるからである。

## 【0201】

好ましい実施形態において、放射体定位機能は重要な相補的能力又は独立的能力である。先の節で前述したように、ロバスト性が高いPNT機能は、途切れない動作を確保するために20dB程度の大きさだけリアルタイムに干渉に打ち勝つ。一方、放射体定位機能は、当局が素早く定位して干渉源を除去できるようにする。

10

## 【0202】

宇宙は、見晴らしの利く地点に優れたジオメトリ及び遮るもののない視線を与える。また、大角度LEO衛星動作にわたって放射体を追跡することは、特別な利点を可能にする。狭バンド放射体において、サイクル曖昧度は、実際のソース位置になりすますイメージソリューションを形成できる。LEO急速角度動作は、曖昧度を解くためにかなりの影響力を与える。LEO急速角度ジオメトリは、全く任意の放射体波形を追跡できるようにする。

20

## 【0203】

## 電波掩蔽

視線としてのLEO衛星上のGPSTラッキングは大気圏を見えなくし、また、電離圏は、天候のための非常に貴重な手段となってきた。例は、GPS/MET、COSMIC、及び、PlanetIQである。従来技術において、GPS衛星送信器からLEO受信器への視線は、位相プロファイル測定密度をもたらすために地球の大気に深く食い込む。二重周波数測定は、電離圏成分を分離して除外できるようにし、それにより、大気屈折のみを密度の指標として残す。

## 【0204】

残念ながら、密度は、温度、圧力、及び、水蒸気の組み合わせであり、そのため、それらの個々の寄与度を完全に解くことができない。図39に示されるように、新たなオブザーバブルは、好ましい実施形態では、隣り合うSurePoint（商標）衛星間で送受信してKバンドクロスリンクを利用することによって利用可能となる。

30

## 【0205】

18~26.5GHzのKバンドが特に水蒸気によって吸収される。H<sub>2</sub>O共振ピークは22.24GHzである。図40はKバンドの水蒸気吸収線を示す[引用文献14]。Kバンド受信振幅とLバンド受信振幅とを比較することにより、水蒸気成分を直接に推定できる。

## 【0206】

包括的動作データセットを構築するために、SurePoint（商標）ナノ衛星を含むLEO受信器は、依然としてGPSを使用して補助掩蔽をもたらす。また、GPSは、SurePoint（商標）ナノ衛星の時間及び空間の登録に寄与し続けることができる。

40

## 【0207】

ナノ衛星は、それらが領域を横切るときに複数の役割を果たすことができる。例えば、隣り合うナノ衛星との掩蔽事象中、送信ナノ衛星は、図39に示されるように地上領域にわたってブロードキャストしていることもできる。一般に、以下の節で更に記載されるように、SurePoint（商標）ナノ衛星は、複数のシステムレベル機能を担うべく軌道位相によって役割を切り換えることができる。

## 【0208】

## 大域的及び局所的な機動性

50

システムレベルで、SurePoint（商標）ナノ衛星のコンステレーションは、複数の大域的機能を同時に扱うことができる機動的なアーキテクチャを与える。所定の衛星が移動している地球上の場所に応じて複数の役割を担うために様々な動作機能を軌道位相によってON及びOFFに切り換えることができる。

【0209】

図41は、物理ネットワークの表示の時間的進展を示す。各SurePoint（商標）ナノ衛星の初期エポックが黒丸により示され、また、次のその後の短い時間が白丸により示される。地球は、少なくとも3つの別個の動作が同時に行われている複数の領域に分けられる。左上では、軍事的動作が進行中である。中央下では、民間及び商業のユーザがブロードキャストを使用する。そして、右では、干渉をジオロケートするためにシステムが使用される。

10

【0210】

図42は、最初の時間におけるネットワークの物理的表示を示す。明確にするために、SurePoint（商標）ナノ衛星の通過線及びその後の位置は示されない。軍事的動作領域では、クロスリンク及びフィーダリンクが妨害されると想定され、そのため、描かれる局所的なSurePoint（商標）ナノ衛星は、それらの自走クロックに基づいて独立にブロードキャストする。民間及び商業的なケースの場合、クロスリンクが位置及び時間の基準を与える。クロスリンクは、GPSに対して更にトレースされるが、それは、PNTナノ衛星送信器が動作しない民間及び商業的な動作領域の外側で受信され得るGPSナノ衛星に関してのみである。電波掩蔽事象のために調整されたKバンドクロスリンクのケースも描かれる。干渉定位のケースの場合、受信のみのモードで現在動作している衛星の位置及び時間の登録のためにクロスリンクが再び使用される。位置及び時間の登録のために使用されているGPSの例も、地上源から広がる干渉が宇宙船ワイドバンド受信機能を圧倒しない可能性を強調して示される。リアルタイムの干渉定位のために高速フィーダリンクのダウンリンクが使用される。

20

【0211】

図43は、その後の時間におけるネットワークの物理的表示を示し、この場合、SurePoint（商標）ナノ衛星は全てが最初の時間における先の図からずっと移動している。それぞれの領域内の衛星によって同じ機能が果たされている。しかしながら、重要なポイントは、それぞれの機能を果たす実際の衛星が異なり経時的に急速に変化していることである。

30

【0212】

図44は、幾つかの衛星に関する動作タイムラインを示す。赤色の区間は、衛星タイミング・測距ブロードキャストが可能にされるとき、一般的には衛星フットプリントがユーザと交わるときのスケジューリング時間を示す。実際には、選択された陸塊及び/又はユーザ国が動作のために指定され、それにより、衛星軌道に応じてタイムラインが規定される。大部分の海洋のユーザ動作は陸地に近接して行われるため、これらのユーザも容易にカバーできる。青色の区間は、天頂アンテナ及び/又は天底アンテナに結合される搭載受信器を可能にする、送信器の電源がOFFにされる時間を示す。また、青色の区間は、軌道決定のための天頂GNSS受信測定値収集に対応する。これは、（少なくとも原理的には同時送受信のために電子機器を設計できるが）搭載送信器がもはや同じバンドでの同時受信を排除しないからである。同じ基準により、衛星クロック登録がタイミング基準としてバックホールを使用して行われる場合を含めて、放射体ジオロケーションが青色の区間で起こり得る。紫色の領域は、同時送受信能力を効果的に与える2～20msの期間を伴う受信と送信との間の急速循環を示す。ユーザ機器がそのようなデューティサイクルによりタイミング・測距信号をサポートする限りは、同時測位・放射体ジオロケーションが可能である。

40

【0213】

緑色のバーは、衛星の所定の対がクロスリンクを介して互いに連絡をとっている時間を示す。クロスリンク視線は上昇して水平線よりも上側に定まる傾向があり、それにより、

50

それぞれの区間の初めと終わりに電波掩蔽事象が起こる。何れの衛星が送信して何れの衛星が受信するののかに関して自由裁量が存在する限り、図は、既に領域にわたってブロードキャストしている任意の衛星をどのようにして電波掩蔽のために同時に使用できるのかを示す。

【 0 2 1 4 】

分散アパーチャ

波長の小さい割合の精度まで衛星のアンテナの時間及び空間を知ることができる限りにおいて、システムは、より大きな P N T に対応できる目的で、一群の衛星がコヒーレント調和で動作できるようにする。図 4 5 は、局所的な使用に適した形態の一例を示す。約 3 , 0 0 0 個の自由飛行アパーチャ要素が静止高度付近の軌道に配備される。並進制御は、その短軸が天底ベクトルと一直線に合わされ且つその長軸が円形の分布を形成する楕円のガウスプロファイルへと要素の密度を維持する。円の半径は、数キロメートルから数百キロメートルにまたがる可変サイズをとるように命令され得る。1つ以上のスポットビームを形成するべく各要素の位相が送信器として或いは受信器として制御される。

10

【 0 2 1 5 】

本明細書中に記載される一般的な実施形態において、分散されるアパーチャは、無限遠で合焦されず、むしろ、地球の表面で或いは表面付近で合焦される。アンテナのフレネル距離パラメータ F は以下のように規定される。

【 数 6 6 】

$$F = \frac{D^2}{L\lambda}$$

20

【 0 2 1 6 】

ここで、D は、直径などのアンテナアパーチャの特性サイズであり、 $\lambda$  は波長である。フレネル領域（放射近接場）が規定され、ここで、F は 1 又はそれ以上の程度である。したがって、典型的な動作パラメータ値においては、衛星搭載分散アパーチャアンテナがフレネル領域で動作する傾向がある。

30

【 0 2 1 7 】

図 4 6 は、より低い高度でより多くの数の要素と共に地球規模で使用するよう描かれる分散アパーチャのバージョンを示す。図示の用途において、多くの軌道周回要素からの同期送信は、GPS 信号ブロードキャストをエミュレートするために一緒にプールの。軌道周回分散アパーチャは、複数の GPS 状信号を同時に合成する。ブロードキャスト源が拡散して攻撃に対して弾力的であるため、軍事的利点をもたらされる。また、GPS 妨害電波に対する利用可能性を高めるために、増大した出力をユーザに集中させることができる。

【 0 2 1 8 】

しかしながら、フレネル領域で動作する収束凹状波面は独特である。それにもかかわらず、信号は、以下のように既存の GPS 受信器と適合するように形成される。

40

【 0 2 1 9 】

振幅 A と波数  $k = 2\pi / \lambda$  とを有する焦点から広がる出射球状波を生成する特定の焦点  $r_0$  で動作する架空の送信器を想定する。その既知の位置  $r_i$  で分散されるアパーチャ内の全てのアパーチャ要素  $i$  のアンテナポイント  $P_i$  において結果として得られる仮想信号の予期される受信振幅及び複素位相  $U_{outbound}$  を明確に計算することができる。

【数 6 7】

$$U_{outbound}(P_i) = \frac{Ae^{jk|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0|}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0|}$$

【0 2 2 0】

逆波動関数  $U_{inbound}$  は反対方向に伝搬するように規定される。このとき、それぞれのアパーチャ要素における波値は、焦点へ向けて伝播するそのような波に関して満たされなければならない境界条件を規定する。

10

【数 6 8】

$$U_{inbound}(P_i) = \frac{Ae^{-jk|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0|}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0|}$$

【0 2 2 1】

直交座標空間  $\mathbf{x}$  の全体にわたって波の物理的に実現可能なモデルを形成するために、各送信要素は、以下のように出射波境界条件と一致する入射球状波面を生成するように命令され得る。

20

【数 6 9】

$$\varphi_i(\mathbf{x}) = \frac{U_{inbound}(P_i)_i e^{jk|\mathbf{x} - \mathbf{r}_i|}}{|\mathbf{x} - \mathbf{r}_i|}$$

30

【0 2 2 2】

全てのアパーチャ要素からの寄与度を合計すると、このとき、それに伴う波は以下のよう

うに与えられる。

【数 7 0】

$$\varphi(\mathbf{x}) = \sum_i \varphi_i(\mathbf{x}) = \sum_i \frac{Ae^{-jk|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0|} e^{jk|\mathbf{x} - \mathbf{r}_i|}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_0| |\mathbf{x} - \mathbf{r}_i|}$$

40

【0 2 2 3】

ホイヘンス - フレネル原理により、送信器の数が増大するにつれて、総計ブロードキャスト波面は、焦点へ向けて伝播する入射球状波面のそれに近づく。焦点は、照射されるべき動作領域のサイズ及び位置に基づいて選択される。また、複数の A o A s が同時に使用されてもよい。信号を受信するユーザ機器は、焦点が仮想衛星としての新たな役割を担うことを除き、入力信号を追跡できる。

【0 2 2 4】

図 4 7 は、グレーティングローブが 3 0 d B レベルに抑制されるフレネル領域内に焦点がある状態が無作為に分布された 3 , 0 0 0 個の要素が静止高度付近で動作する局所的な分散アパーチャから得られるパターンの一例を示す。

50

## 【0225】

図48は、より大きな分散アパーチャシステムを形成するために他のアパーチャ要素と結合する内蔵型自由飛行アパーチャ要素を示す。宇宙船形態は、高出力PNTナノ衛星に関して前述した宇宙船形態の変形である。好ましい実施形態のフォームファクタは、複数の並行ビームがサポートされる地球上の表面積と一致するようにその開口直径が寸法付けられる平坦ディスクである。図中、マイクロストリップパッチアンテナのアレイは、単一の宇宙船のためのフェーズドアレイがスピルオーバーを最小にして地球を照射できるようにする。このとき、調和してコヒーレントに作用する全分散アレイによって狭いスポットビームが形成される。トラフィックアンテナは、一般に、一連の防衛任務及び諜報任務をサポートするべくワイドバンドにされるが、任務の主な目的がGPS軍用バンドに関連する場合には、アンテナが特にGPS L1及びL2をサポートするように形成される。

10

## 【0226】

一組の短い機械的なスタンドオフは、ディスクを打ち上げのために積み重ねるとともに低い相対エネルギーを伴って配備できるようにする。埋め込み型リアクションホイールが3軸姿勢制御を可能にする。それぞれの面上の太陽電池が電力を供給し、この場合、電池の大部分がトラフィックアンテナとは反対側にある。可能な範囲内で、ポインティング方策は、以下で更に詳しく説明されるソーラーセイリング制御特権を条件として、トラフィック面を殆ど地球の方へ向けるとともに、ソーラーパネル面を殆ど太陽の方へ向けるようになっている。

20

## 【0227】

また、それぞれの面に同様に埋め込まれるフェーズドアレイクロスリンクアンテナは、高帯域幅通信と、相対位置及び姿勢の知識とを可能にする。太陽撮像装置、地球撮像装置、及び、星撮像装置は、姿勢推定のための二次的な手段を与える。角運動量太陽光圧トルクトリムタブは、角運動量を管理するために使用され得る非対称性をもたらす。また、ディスクの外周にわたって延びるカレントループは、運動量管理のために残留磁場も使用できるようにする。

30

## 【0228】

図49は、簡単な高信頼性手法によって消耗品を伴うことなく運動量がどのように管理されるのかを示す。宇宙船自体は略対称的となるように形成され、それにより、外乱トルクが最小限に抑えられる。太陽光圧トルクは、リアクションホイールを使用して所望の運動量制御を達成するべく太陽光圧トリムタブを太陽線周りの様々なクロック角度に向けることによって調節される。宇宙船本体の外周にわたって延びるカレントループは、地球の磁場と関連して運動量制御のためにも使用され得る磁気モーメントをもたらす。太陽線周りの制御可能な「ピンホイール」トルクを形成するために、フォームファクタを保つべくディスク表面上に同様に偶然横たわる能動装置が使用されてもよい。候補は、扁平な鋸歯状表面上に装着される液晶及びデジタルマイクロミラーデバイス(DMD)を含む。全体として、様々な手法が3つの全ての軸周りの運動量制御を行なう。

40

## 【0229】

図50は、ソーラーセイリングが自由飛行アパーチャ要素のクラスタに対して3つの全ての相対並進制御をどのようにして与えることができるのかを示す。簡単にするために、クラスタの重心の位置が制御されていないと仮定される。ベースライン方向付けは、太陽線に対するディスクの初期設定角を定めた後、太陽線の周りでディスクを回転させることから成る。全ての要素が同じベースライン形態をとる場合には、クラスタの全体にわたってインライン合力又は直交合力が存在しない。太陽線周りのディスクの回転を変えることなくディスクの角度が変えられれば、クラスタ重心に対するインライン力は、太陽線に沿うディスクのどのくらいの大きさの断面が増大した或いは減少したかに応じて調節される。直交力制御のため、所望のクロック角度で太陽線周りの回転が中断され或いは減速される。そのクロック角度における効果的なドウェル時間が定められる。直交力成分はドウェルのデューティサイクルに比例する。その方向はドウェルのクロック角度と合う。

50

## 【0230】

グローバルコンステレーションのための客観的形態は、ランダムな均等に離間される分布である。局所的クラスタのための客観的形態は、前述の楕円形の確率分布である。オイラー・ヒル方程式は、中心軌跡であると想定される、或いは、他の衛星に対する、標準軌道周りの衛星の偏位運動のための動態モデルである。クロスリンク測距に関する先と同じ観測方程式を適用すると、観測方程式は以下ようになる。

【数 7 1】

$$\Delta\rho_{ij}(t) = \hat{\mathbf{r}}_{ij} \cdot (\delta\mathbf{r}_j - \delta\mathbf{r}_i) + c\delta t_j(t) - c\delta t_i(t) + b_{ij} + n'_{ij}(t)$$

10

【0 2 3 1】

ここで、各オブザーバブルは衛星  $i \sim j$  から与えられ、この場合も同様に、クロスリンクは、可観測性の向上のために、双方向モードで動作すると仮定される。

【0 2 3 2】

また、オイラー・ヒル方程式は、初期設定により、ランダムなクラスタ分布は言うまでもなく、任意に命じられたクラスタ分布をサポートしない。したがって、非静的な命じられた基準軌道がコンステレーションのために選択され、また、最適な制御法則は、アパーチャ要素を基準へ向けて連続的に操向する。最終結果は、ランダムな楕円形のガウス形態に少なくとも近づく分布である。軌道保持は、角運動量を抑制するとともにペイロード、電力、及び、熱的動作の制約を満たすべく宇宙船姿勢を適切に維持することを条件として行われる。

20

【0 2 3 3】

図 5 1 は、分散アパーチャをどのようにして打ち上げて配備できるのかを示す。ディスク形状のアパーチャ要素が上段投入車両上に積み重ねられる。各宇宙船ディスクは、その PCB ベースの構造中に埋め込まれる内蔵スタンドオフによって離間される。スタンドオフは、張力を受けて縦方向でクランプされるとともに、縦方向荷重及び横方向振動を受け入れるように形成される。打ち上げ車両は、アセンブリを LEO 又は楕円移行軌道へと投入する。そこから、高比推力スラスタが上段を運転軌道へと上昇させる。クランプ解放時、個々のアパーチャ要素は自由飛行へと移行する。これらのアパーチャ要素は、図 5 1 に示されるようにスタンドオフ中に埋め込まれる分離スプリングによって上段から及び互いから離れるように押し進められる。

30

【0 2 3 4】

上段の任務はその時点で完了してもよい。或いは、上段は、中央集中型フィーダリンク及びビームフォーミング機能を分散アパーチャに与えるべく通信ハブとしての機能を果たすように形成されてもよい。軌道上デブリに関する限りにおいて、上段は、任務の終わりに使用されるべきアパーチャ要素のための回復システムを運ぶこともできる。回復プロセスは、アパーチャ要素の半協働操縦を使用することによって簡略化され得る。残存している宇宙船に予め順序正しい態様で並ぶように命じることができ、それにより、上段は、簡略化された操縦を使用してアパーチャ要素を都合良く回復させることができる。

40

【0 2 3 5】

スケールのため、図 5 1 は、衛星搭載分散バージョンにおける典型的な等価な地上アパーチャ領域を示す。この例において、配備表面積は、ディープスペースネットワーク 3 4 m 直径ディッシュアンテナと一致するが、地上用途のためにフレネル領域内で動作するように焦点を合わせることもできる非常に高い分解能を伴う。

【0 2 3 6】

図 5 2 は、ペイロード半導体モジュールが多目的用途及びコスト低減のためにどのように編成されるのかを示す。一体化された送信 / 受信 (T / R) モジュールは、GaN 及び内蔵低雑音増幅器などのワイドバンドギャップ技術に基づく高出力増幅器を含む。T / R

50

モジュールは、能動アンテナ要素モジュールを形成するべくアップ/ダウンコンバータ並びにアナログ・デジタルコンバータ及びデジタル・アナログコンバータと更に一体化される。MMICを使用して緊密に一体化されるそのようなモジュールは、宇宙船上のそれぞれの単一のアンテナ要素がデジタルベースバンドデータを生成して受け入れることができるようにする基本的なビルディングブロックを形成する。

#### 【0237】

各宇宙船は、クロスリンクを介して接続されるデジタルネットワーク内のノードになる。各ノードにおけるルーターは、データパケットをアドレス指定されるように移動させる。好ましい実施形態において、従来のインターネットプロトコルは、TCP/IP又はUDPなどのトランスポート層のために使用される。

10

#### 【0238】

図53は、宇宙船レベルのデジタルルーティングと、トラフィックリンク及びバックホールリンクを含むようにフェーズドアレイを形成するためにデジタルインタフェースを用いてそれぞれの宇宙船に複数の能動アンテナ要素が組み込まれる方法とを示す。これに関連して、バックホールリンクは、クロスリンク及び(適用できるように)フィードリンクを含むように後方支援通信を与えるものとして規定される。それぞれのリンクごとに、宇宙船レベルのデジタルビームフォーマーが存在する。各アンテナアレイから入射するベースバンド信号は、結果的な出力へと組み合わせられる。出射ベースバンド信号は、適切なアンテナ要素へと方向付けられる。PNT対応のビームフォーミングコントローラは、波長の小さな割合に対して正確である位置及びレバーアームの知識に基づいて動作する。コントローラは、瞬時の宇宙船の正確な位置、姿勢、及び、ライン較正パラメータの知識に基づいてビームフォーミングマトリクス要素遅延及び重み付けを計算する。一般に、1つ以上のビームを同時にサポートできる。それぞれのビームごとに関連するモデムを伴うクロスリンクは、デジタル通信のためのコンステレーションワイドネットワークを形成する。ルーターは、インターネットルーター動作と一致して、デジタルデータの流れを方向付ける。デジタルストリーミングデータは、情報及び合成波形を含めて、それが表わすことができるものにおいて柔軟である。カスタム波形のデジタル表示をネットワークを介して流すことができ、或いは、変調された波形は、それらを変調させるデータのみからブロードキャストのポイントで各宇宙船によって合成され得る。アーキテクチャは複数の並行ビームを受け入れる。

20

30

#### 【0239】

各宇宙船ルーターにはネットワークデータインタフェースが接続される。このインタフェースの目的は、(1)波形を調達すること、(2)ベースバンド信号を組み合わせること、(3)ベースバンド信号をシンクすること、(4)バックホールデータを調達すること、及び、(5)バックホールデータをシンクすることである。波形源は、任意の宇宙船に由来し得るとともに、同じ又は異なる宇宙船における1つ以上のトラフィックリンクからブロードキャストされ得る。コンバイナは、複数の宇宙船からのトラフィック信号を合計し、それにより、分散ビームフォーミングを容易にする。その入力よりも低いスループットを必要とするコンバイナ出力は、その命じられた目的地へ向けて元のネットワーク内へとルーティングされる。ベースバンドシンク機能は、組み合わせられたベースバンド信号をネットワークから受ける。項目(1)及び(3)は、共同で、分散アパーチャのデジタルベースバンド送受信「ターミナル」としての機能を果たす。また、インタフェースは、クロスリンクを介してデータを任意の他の宇宙船へ及び該宇宙船からルーティングできるようにする。そのようなネットワークデータは、1つ以上の中間宇宙船ルーターをその通過中に行き来してもよい。

40

#### 【0240】

コンステレーションレベルの分散アパーチャの巨視的挙動は、ベースバンドトラフィックデータが衛星搭載ネットワークの全体にわたってどのようにルーティングされて処理されるのかによって制御される。分散アパーチャが受信モードで動作している場合、各トラフィックアンテナ要素からのベースバンドサンプルがそれらのビームフォーマ内で組み合

50

わされる。結果として得られるアパーチャ要素ベースバンド信号は、選択された入射ビームに関してコンステレーションレベルビームフォーミング要素の制御された位相遅延及び群遅延に更に晒され、その後、収集されて、他のアパーチャ要素からのアパーチャ要素ベースバンド信号と組み合わせられる。分散アパーチャからの送信においては、プロセスが逆に動作する。波形又はデータストリームが全ての宇宙船ヘルティングされ、そこで、デジタルストリームがその出射波形へと変調される。コンステレーションレベルビームフォーミング要素は、波形に関して遅延及び重みを制御し、その後、その波形は、出射ビームを成すべくトラフィックアンテナ要素を介してブロードキャストされる。

#### 【0241】

図54は、中央集中化されたビームフォーミングがどのように実施されるのかを示す。入射トラフィック信号は、それぞれのアパーチャ要素におけるビームフォーミングコントローラによる所望の入射ビームにしたがって遅延される。ベースバンドトラフィック信号は、その後、クロスリンクを介してハブ宇宙船へデジタル送信され、該ハブ宇宙船でそれらの信号が分散アパーチャ全体にわたって組み合わせられる。望ましい場合、組み合わせられたベースバンド信号は、その後、フィードリンクを介して地上局へ更に中継されてもよい。送信モードは逆に動作する。フィードリンクを介して地上から生じる或いはハブ宇宙船で生じる波形又はデータストリームは、クロスリンクを介して個々のアパーチャ要素へと配信される。各アパーチャ要素における変調器はブロードキャスト波形を合成し、その後、これは、それぞれの出射ビームを成すべく送信のために適切に段階的に行われる。

10

#### 【0242】

図55は、クロスリンクを介して到達する入射ベースバンド信号がどのようにしてコンパインへ方向付けられた後にフィードリンクへ方向付けられるのかを示す。逆の経路も示される。ネットワークデータインタフェースは、分散アパーチャの各ビームのデジタル「ターミナル」としての機能を果たす。

20

#### 【0243】

図56は、ベースバンド信号と非ハブとの分散型結合を可能にする好ましい実施形態を示す。分散アパーチャが受信モードで動作すると、ベースバンド信号が割り当てられた宛先ノードへ向けてネットワークを通過するにつれて、別個の衛星が分散方式で結合を行なう。送信モードは、同じ方法で動作するが、基点のノードから逆に動作する。基点ノード又は宛先ノードのネットワークデータインタフェースポートは、対応する分散アパーチャビームの「ターミナル」としての機能を果たす。フィードリンク通信は、バックホール又はトラフィックアンテナを使用して特別な分散アパーチャビームを形成することによって或いは地上局から直接に個々の宇宙船をアドレス指定することによって実施される。

30

#### 【0244】

##### コンステレーション取引空間

図57は、所望の属性に基づくコンステレーションアーキテクチャのための簡略化されたモデルを示す。プロットは、様々な動作モードにおける軌道高度に応じた必要数の衛星の推定値を示す。参考のため、既存のGPSコンステレーションが示される。緑色の曲線は、多くの衛星が45°仰角マスクを維持しなければならないことを示すとともに、高出力ブロードキャストと関連付けられる衛星の数に対応する。「機会の高度」は、運転軌道推定に対する著しい障害としての大気抵抗が減少するように達成し得る最も低い高度に対応する。この高度も容易にアクセスできる。これは、そのような多くの打ち上げが既にこの高度を標的にするからである。ユーザにより見えるようなLEOコンステレーション急速角度動作は、サブデシメートル精度及びセーフティ・オブ・ライフ完全性の取得をかなり速める。

40

#### 【0245】

理想的な分散アパーチャは、場合により量子コンピュータを使用して、任意に小さい「分子」サイズレベルへの分割を伴いつつ、アパーチャ内の要素の総数を多くの数へ向けて推し進める。未来の技術は、小さい要素寸法を使用して分散計算、時空登録、並びに、エネルギー蓄積及び変換を更に行なうことができるようにするかもしれない。グローバルク

50

ラウド内に配備された従来の宇宙船とそのような小さい要素との間の無作為な衝突は低いエネルギーであり、したがって無害である。

【 0 2 4 6 】

1 . 4 . 1 . 分散アパーチャ用途

以下の表は、分散アパーチャのための重要な用途を示す。

【表 1】

用途	新たな機能性
通信	V S A T 又はフォワードベースのインフラを伴わない任意の場所でのスマートフォン広帯域接続性
通信	空間分割多重アクセス
通信	スペクトル再使用
通信	衛星スペクトルを過密地上バンド内で共有できるようにする
通信	同時空間拡散及びスペクトル拡散
通信	極端な L P I / L P D
ナビゲーション	ほんの僅かな空のみを使用する P N T 利用可能性 (規模の大きい都市又は山の多い溪谷)
ナビゲーション	最小の副次的影響を伴う極めて正確な集中的アンチジャム支援
ナビゲーション	既存の信号の抹消 (取り消し) を伴う複数の隣り合う併存標的の空間選択的な独立したスプーフィング
ナビゲーション	精度及び完全性の即時取得
無線諜報	非常に高い空間分解能 + 同時空間干渉除去
無線諜報	メートルレベル精度よりも良好な持続性の移動可能な標的追跡分解能を都市又は地方で可能にする
レーダー	時空分解能及びクラッター除去 ( d e - c l u t t e r ) の向上を可能にする全指向性の同時照射及び検出
電子攻撃	極めて正確な照射及び最小の副次的影響
電波天文学	前例のない角分解能及び無制限のアパーチャスケールを可能にする

10

20

30

【 0 2 4 7 】

通信軍事・民間共用化用途は以下を含む。

- ・衛星取材を使用するジャーナリズム
- ・支援組織
- ・緊急応答及び災害救済
- ・遠隔領域でのリアルタイムのデータ取得のためのネットワークアクセス
- ・遠隔の仮事務所
- ・戦術的軍事活動
- ・油及びガスを含むエネルギー
- ・鉱業及び重量構造物
- ・海事活動
- ・林業

40

【 0 2 4 8 】

発展途上世界における用途の一例は、「ツイッターサット ( T w i t t e r s a t ) 」

- 地上インフラから離れた遠隔領域で動作する既存の携帯電話 (ソフトウェアの変更を伴う) を用いて S M S メッセージを送受信できる能力である。

50

## 【0249】

商業ユーザにおける用途の一例は、航空ジェット機でWiFi「ホットスポット」を形成することであり、この場合、既存のモバイル機器（ソフトウェアの変更を伴う）は、宇宙インフラを用いて直接に航空機の窓を通じて通信するとともに、航空機又は地上インタフェースインフラでローカルリピーターを必要としない。ホットスポットのサイズは、シートの幾つかの列から航空機全体にまで及び任意のサイズに設定され得る。ホットスポット場所は、メッセージの内容により且つADS-B信号の空間的供給源を三角測量することにより航空機のADS-Bブロードキャストの閉ループ追跡で航空機の位置を追跡する。同様に、ジャーナリストは、フォワードベースのインフラ又はVSATから離れた遠隔領域から、ライブHDビデオを従来のスマートフォン（ソフトウェアの変更を伴う）から直接に宇宙インフラへと流すことができる。

10

## 【0250】

## 先進的スプーフィング

図58は、先進的スプーフィングシナリオを示す。2つの航空機が互いに接近して運航している。航空機は、地球上の任意の場所に位置される非協働的なGNSSユーザであると仮定される。航空機標識付きの物理標的は正常に運航すると仮定される。スプーフィングシナリオの仮説的目的は、物理標的の近傍でスプーフィング標的を無意識に操縦することである。地上基準局のネットワークは、GNSSブロードキャストをグローバルに監視して、全ての信号パラメータをセンチメートルレベルに較正する。較正パラメータは、分散アパーチャの全体にわたりクロスリンクを介してアップリンクされて広められる。各アパーチャ要素がGNSS信号を受信して位置及び時間を推定することもできるため、較正は、各アパーチャ要素がセンチメートルレベルに合わせて位相コヒーレンスで動作できるようにする。

20

## 【0251】

伝統的なスプーフィングは、単一の標的に合わせて該標的の位置及び姿勢の正確な知識のための要件を伴って作られる装置を使用してきた。スプーファーは、全ての信号を即座に標的の受信アンテナへブロードキャストし、そのため、例えば標的動作が受信信号に正確に関連しない場合などにおいては、標的が間違った信号属性を検出するための多くの機会が存在する。また、他の受信器への副次的影響を回避することが難しい。

## 【0252】

分散アパーチャは、スプーファーの意図にしたがって全く新しいGNSS信号を合成する。これらの信号は、スプーファーによって求められる特定の方向からくるとともに、それぞれの偽りの衛星ごとに空間的に異なる。

30

## 【0253】

スプーフィング信号合成に加えて、既存のGNSS信号に正確に適合する新たな波は、焦点領域内で入射信号を正確に取り消す（消去する）べく180°位相がずれて位置され得る。言い換えると、焦点領域内では、当初の信号が新たなスプーフィング信号に完全に取って代えられる。

## 【0254】

信号属性は、センチメートルレベルに協調的態様で制御され得る。標的が慣性ナビゲーションユニットを伴う場合、位置エラーのプロファイルは、スプーフィングの兆候が完全にシームレスで検出不可能であるように、慣性バイアスドリフトに正確に適合するプロファイルで引き起こされ得る。

40

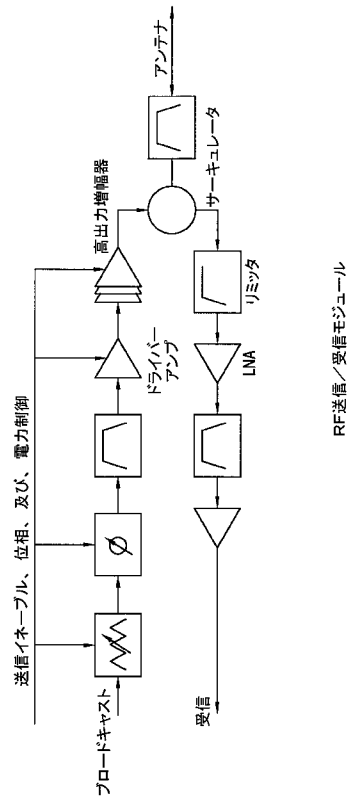
## 【0255】

先進的スプーフィングにおいては、その外側に副次的影響が存在しない焦点領域が選択される。全く異なるが同時に起こる作用を有するように複数の独立した焦点領域を選択できる。スプーファーは、焦点領域を配置するために或いは既存の信号を正確に置き換えるためにスプーフィング標的の正確な場所を知っている必要がない。唯一の要件は、スプーファーが焦点領域座標閉ループを命じる必要があり、それにより、スプーフィング焦点領域の選択された分解能よりも良好なスプーフィング標的の先験的知識を示唆することであ

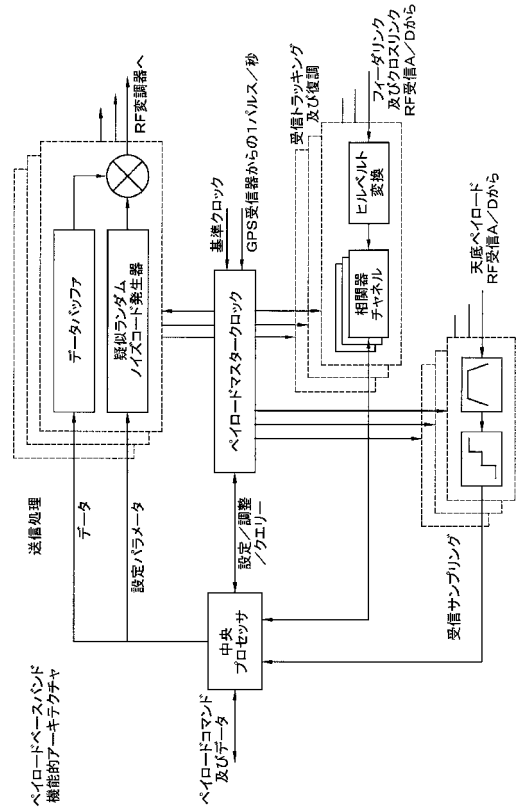
50



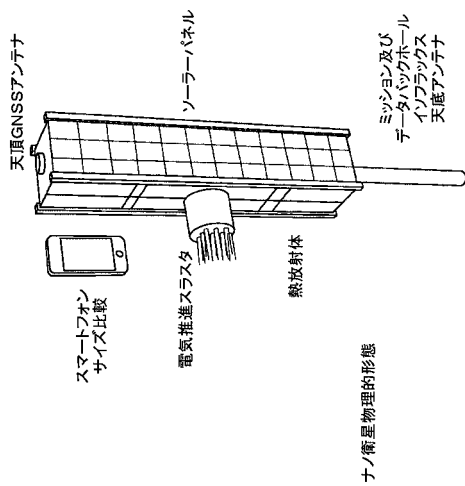
【 図 3 】



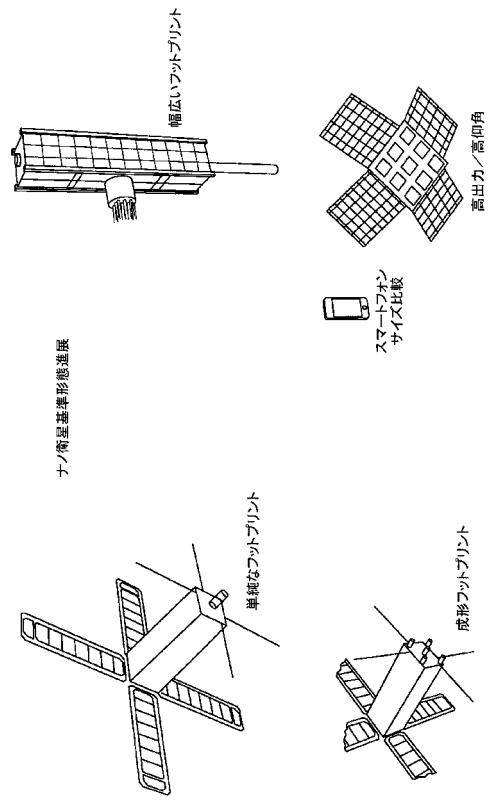
【 図 4 】



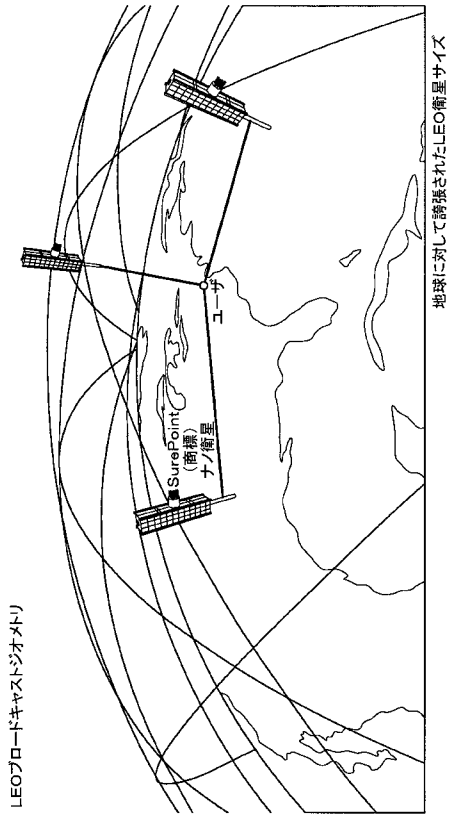
【 図 5 】



【 図 6 】

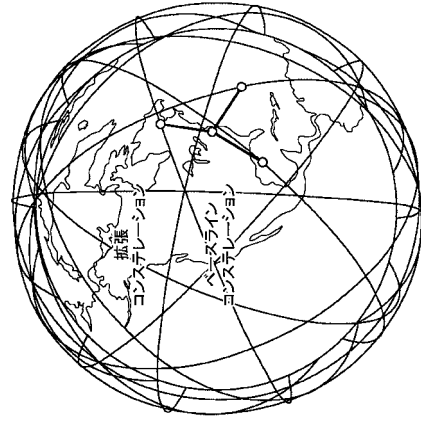


【 図 7 】



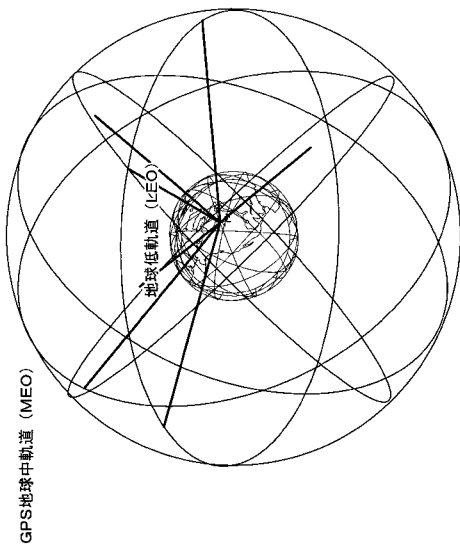
LEOプロードキャストジオメトリ

【 図 8 】



LEO軌道ジオメトリ

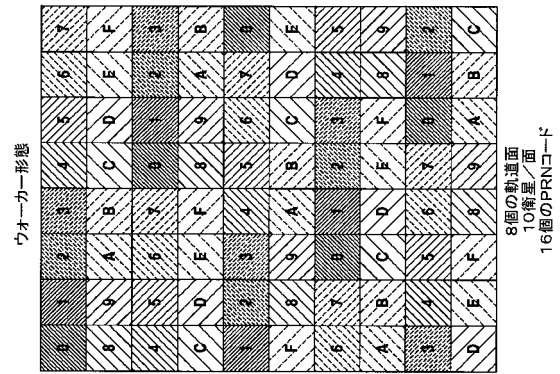
【 図 9 】



GPS地球中軌道 (MEO)

【 図 10 】

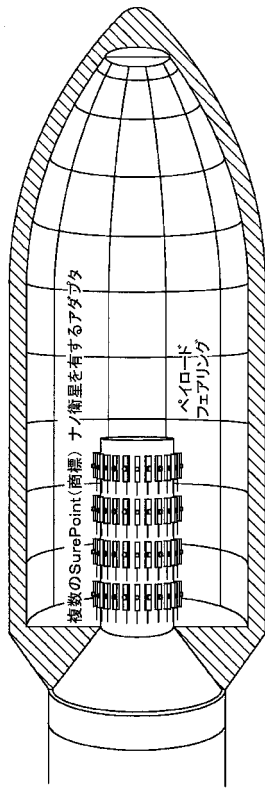
LEO-GNSSジオメトリ



コンステレーションコード再使用例

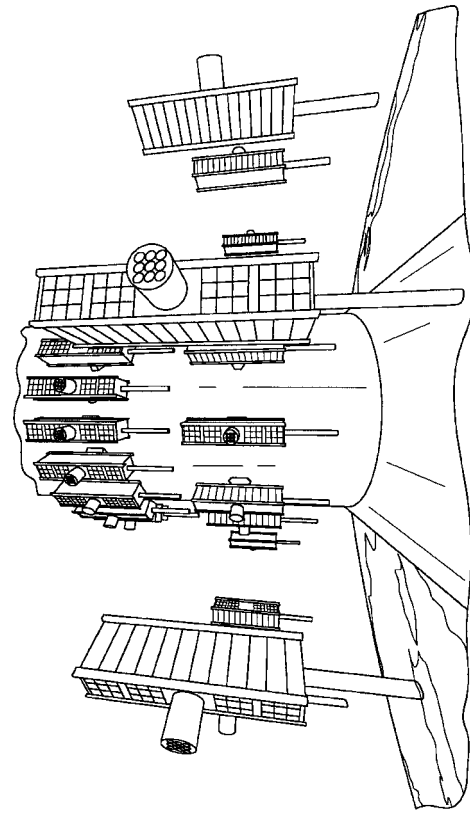
8個の軌道面  
10衛星/面  
16個のPRNコード

【 図 1 1 】



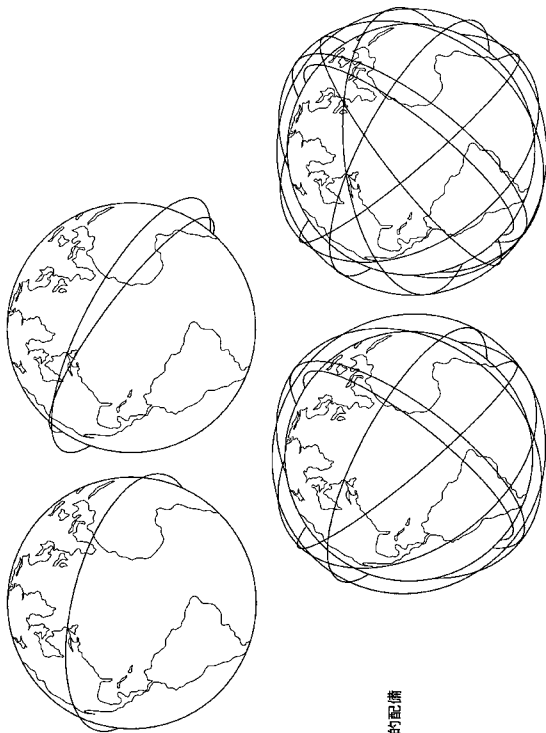
コンステレーション単一打ち上げ形態

【 図 1 2 】



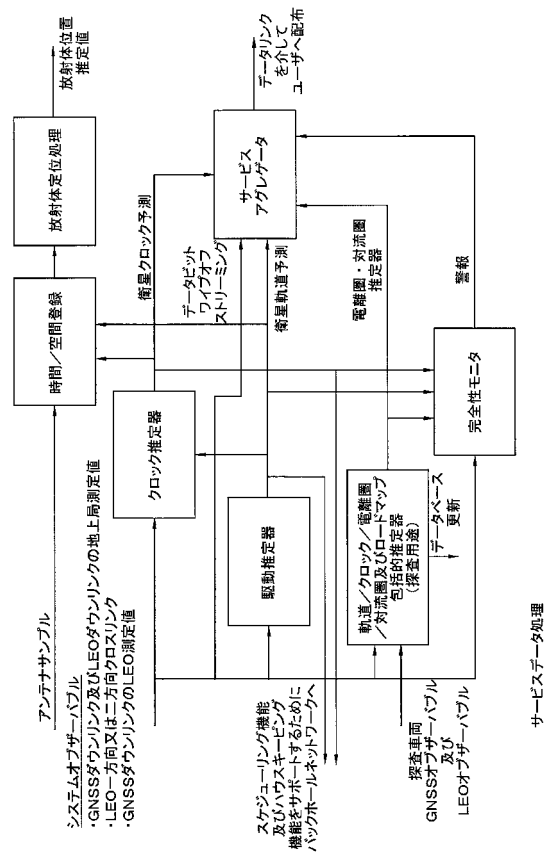
コンステレーション配備

【 図 1 3 】

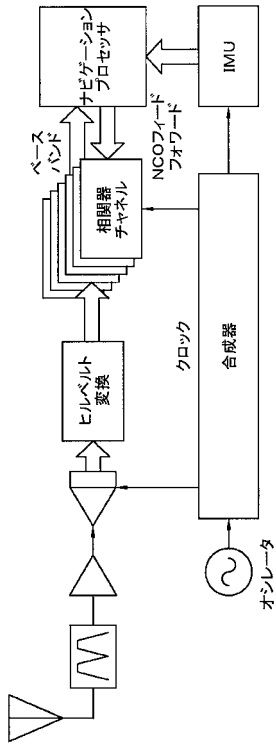


平面段階的配備

【 図 1 4 】

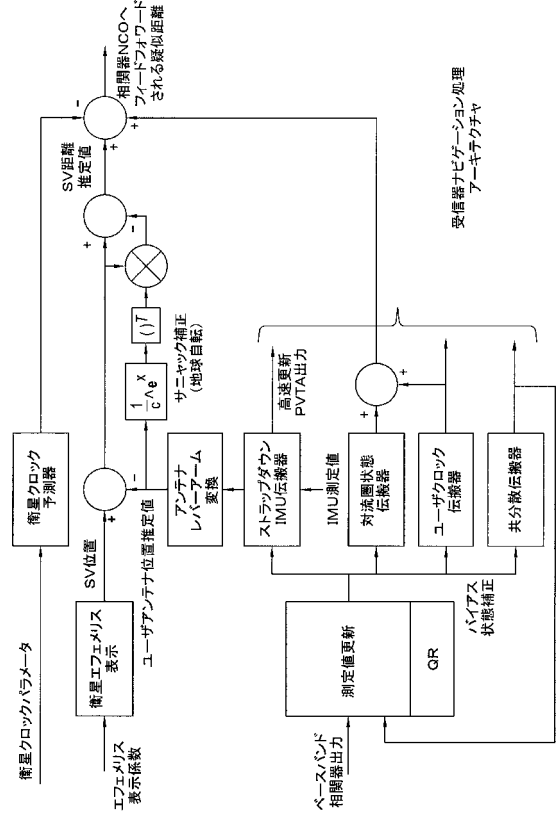


【 図 1 5 】

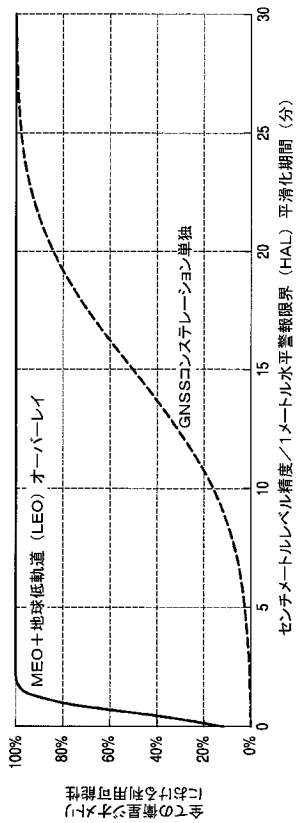


ユーザ機器ハードウェア

【 図 1 6 】

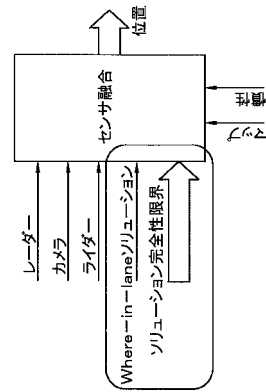


【 図 1 7 】



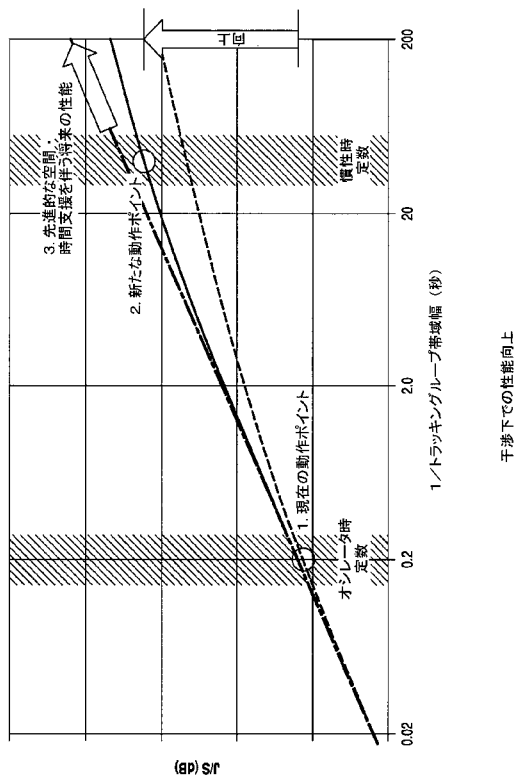
完全性の利用可能性

【 図 1 8 】

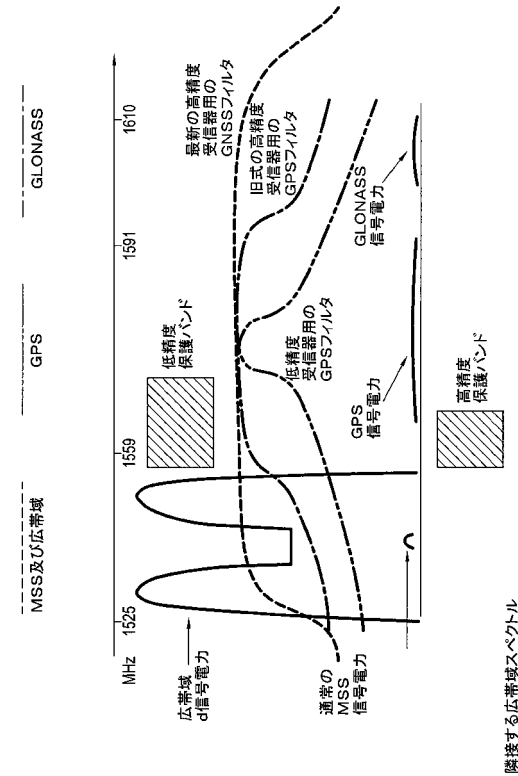


センサ融合及び完全性の安全なスケューリング

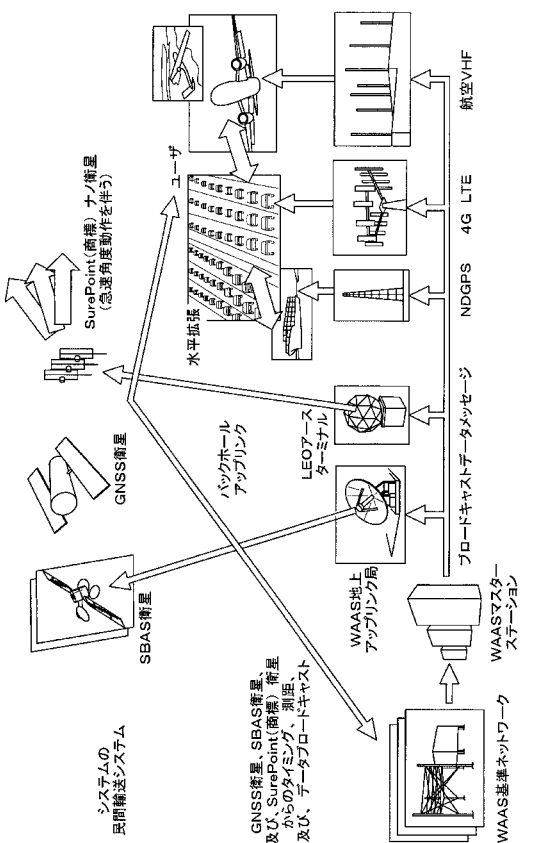
【 図 19 】



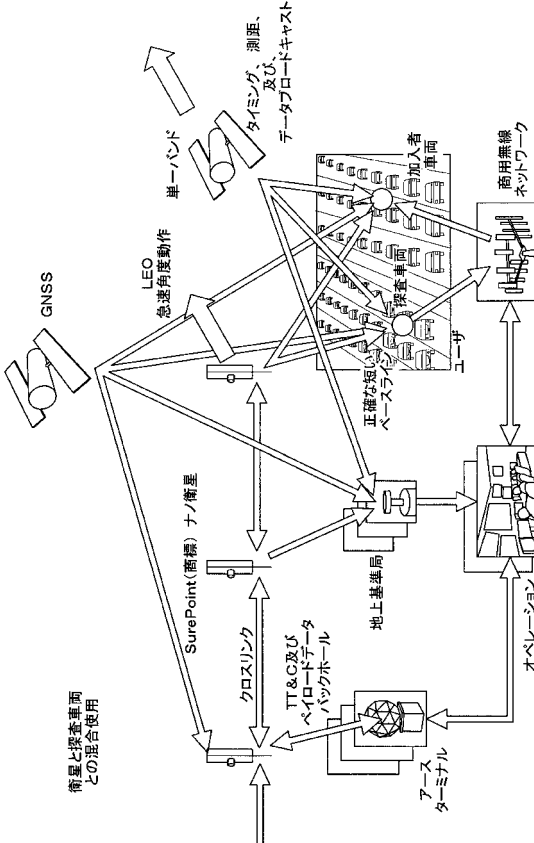
【 図 20 】



【 図 21 】

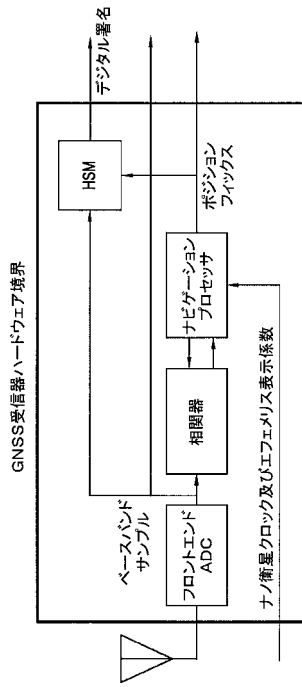


【 図 22 】



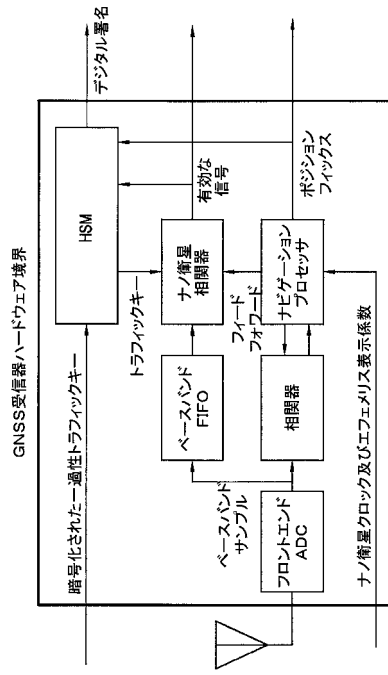


【図 27 a】



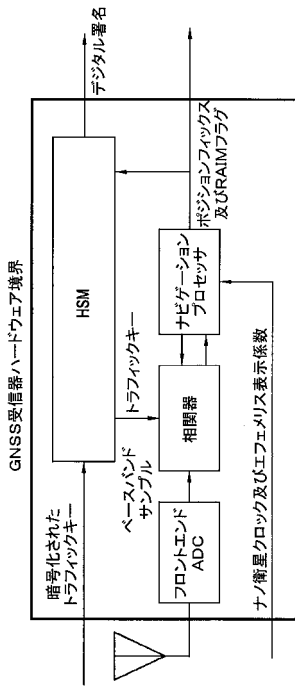
ユーザ位置認証 (低信頼度)

【図 27 b】



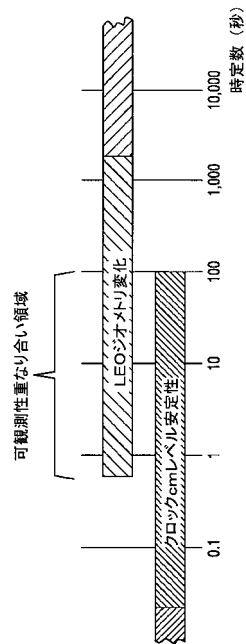
ユーザ位置認証 (中信頼度)

【図 27 c】

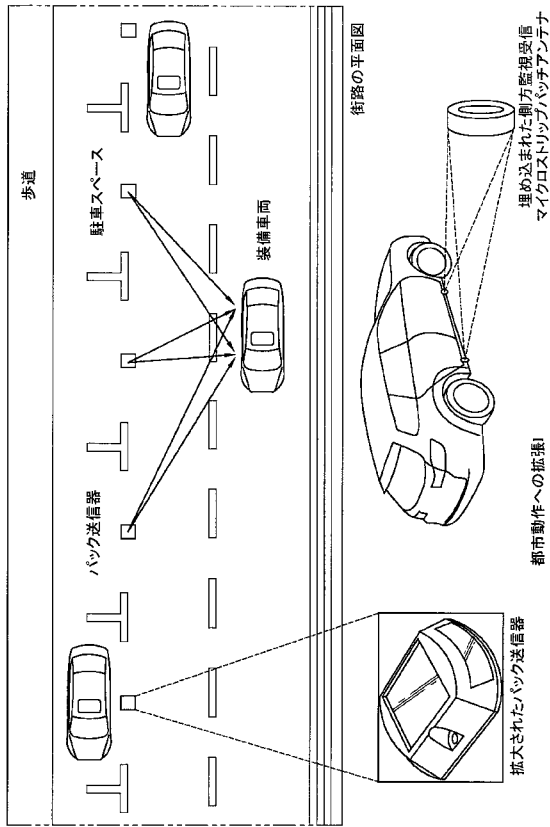


ユーザ位置認証 (高信頼度)

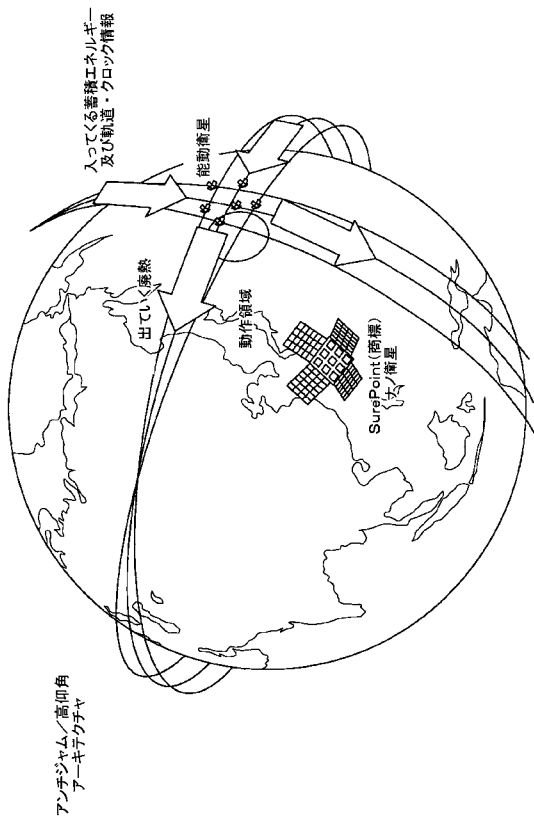
【図 28】



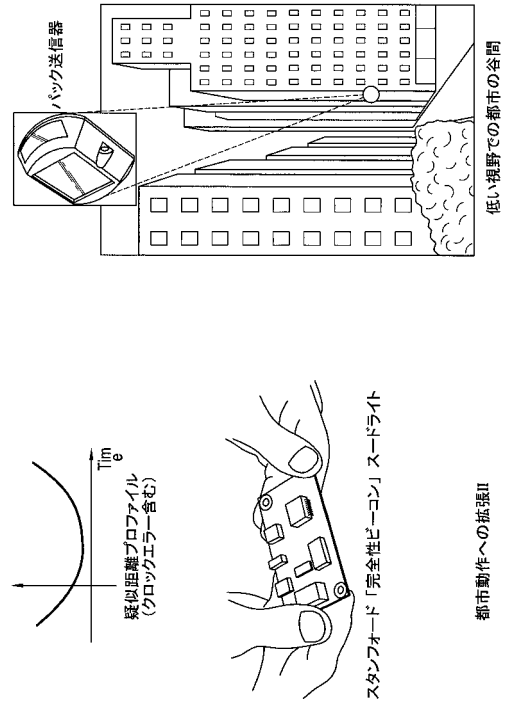
【 図 2 9 】



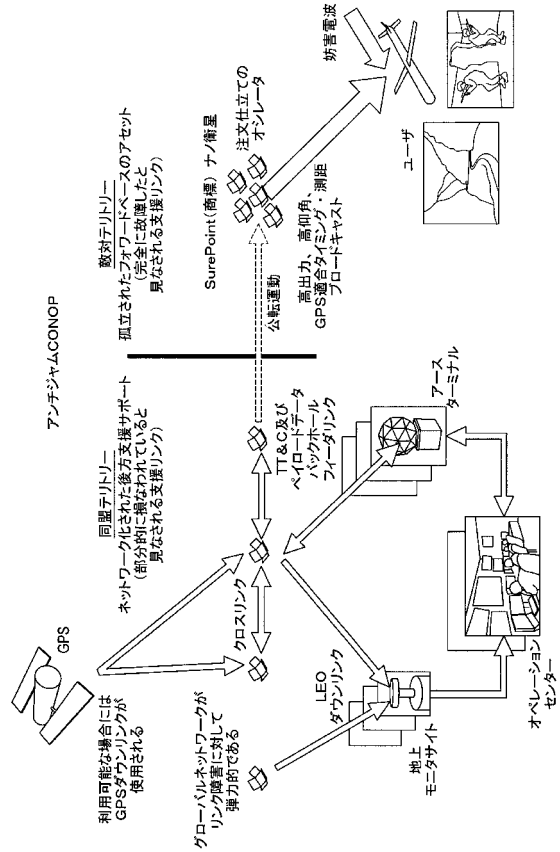
【 図 3 1 】



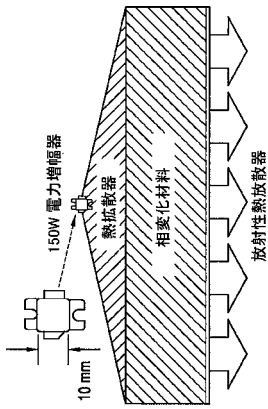
【 図 3 0 】



【 図 3 2 】

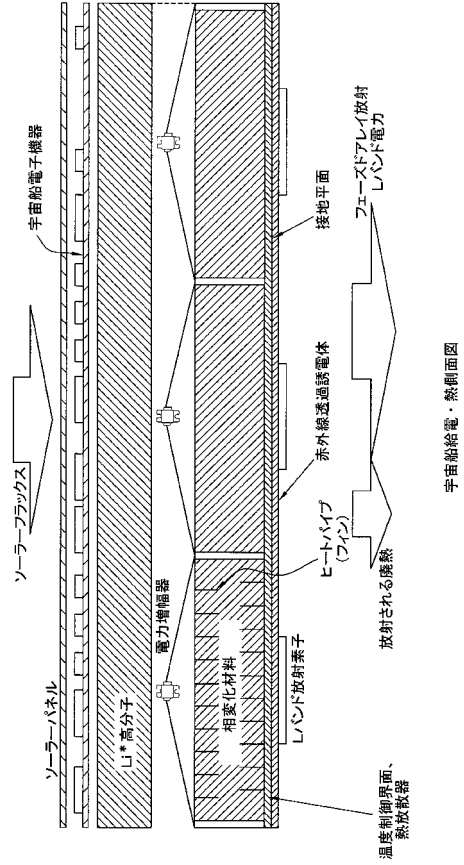


【 図 3 3 】



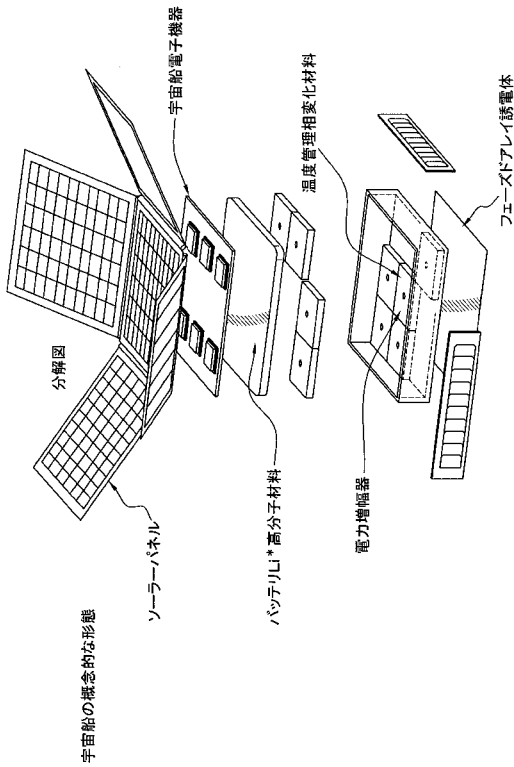
電力増幅器ターミナル管理

【 図 3 4 】



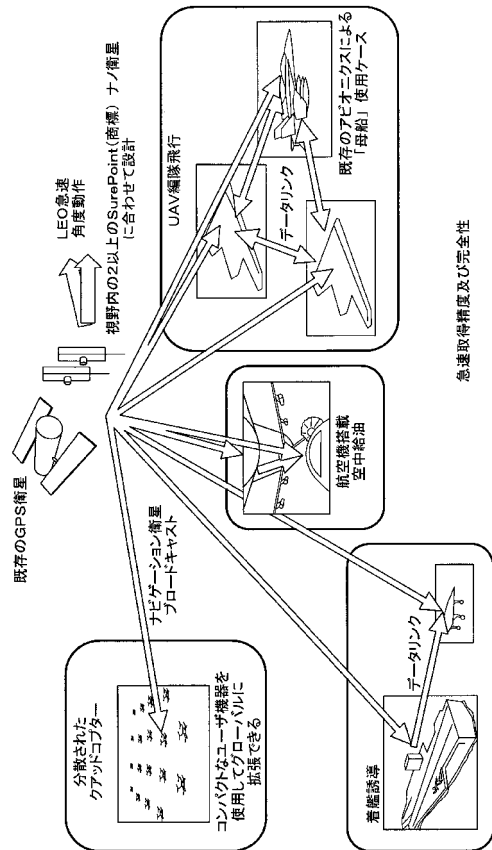
宇宙船給電・熱断面図

【 図 3 5 】



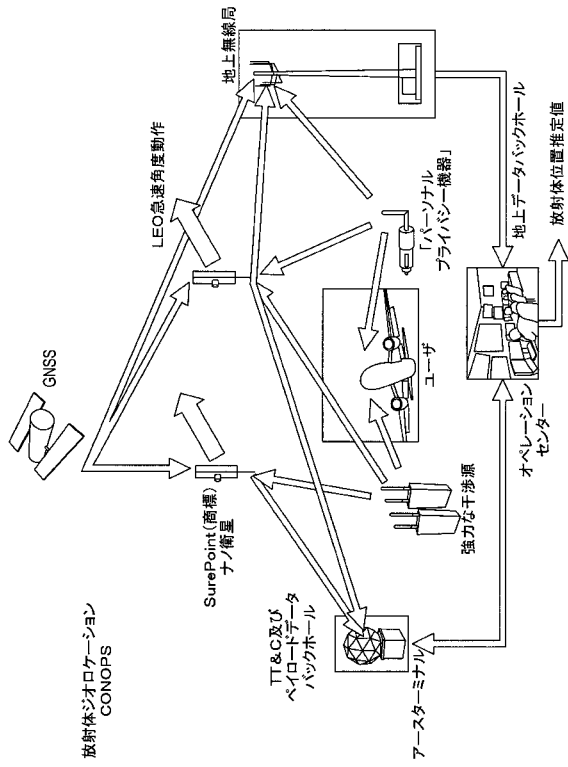
宇宙船の概念的な形態

【 図 3 6 】

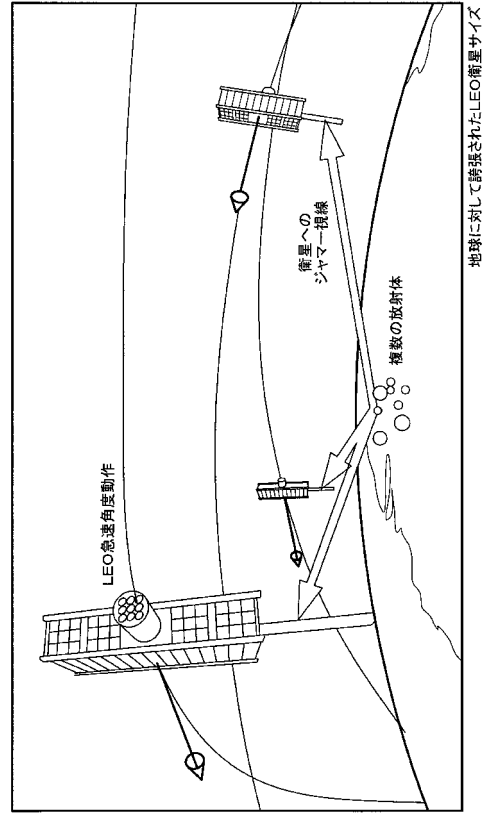


急速取得精度及び完全性

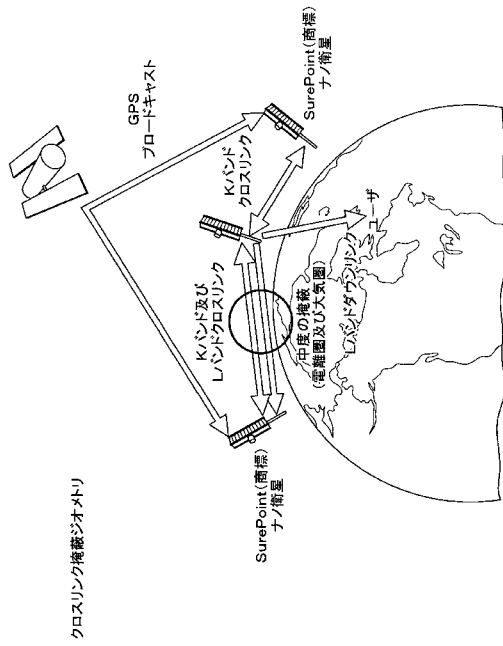
【 図 3 7 】



【 図 3 8 】



【 図 3 9 】



【 図 4 0 】

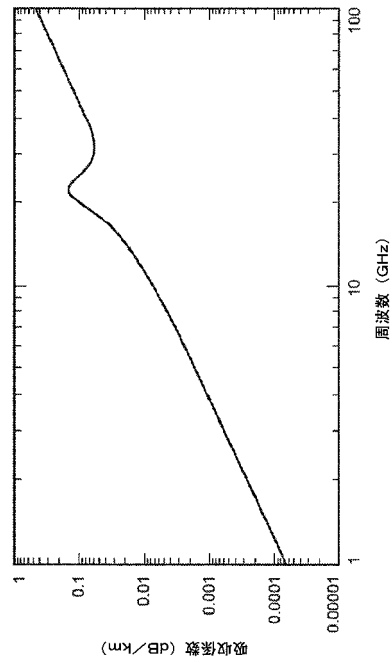
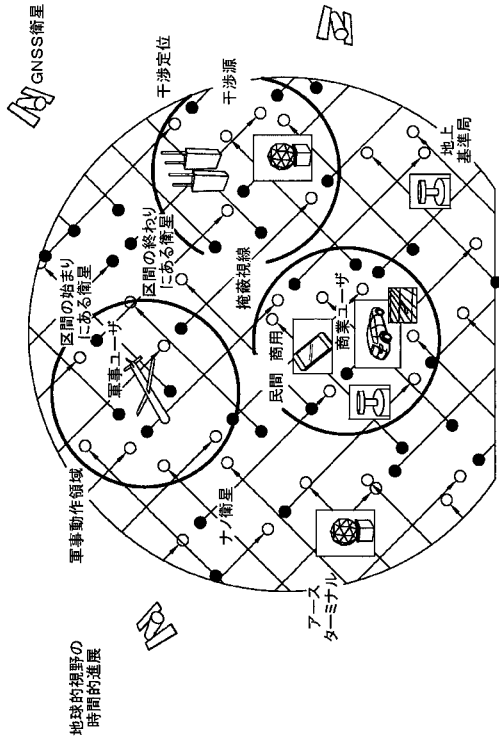


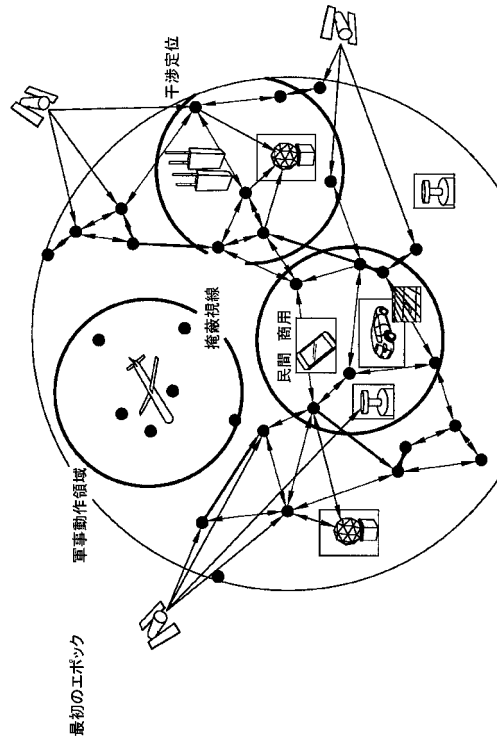
図6-4 水蒸気吸収係数対周波数、T=300K、  
P=1013mbar(1.013 x 10<sup>5</sup>Pa)、相対湿度=25%

Kバンド水蒸気吸収線

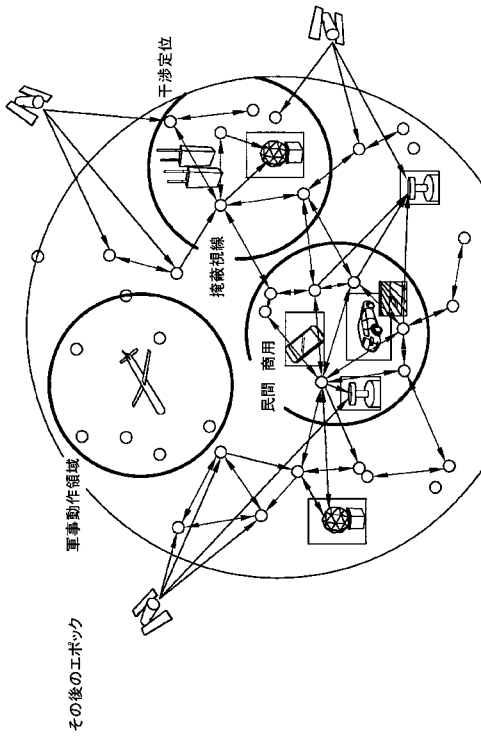
【 図 4 1 】



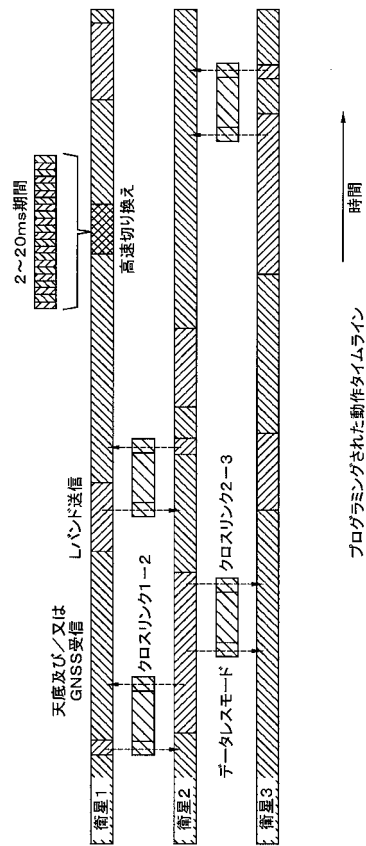
【 図 4 2 】



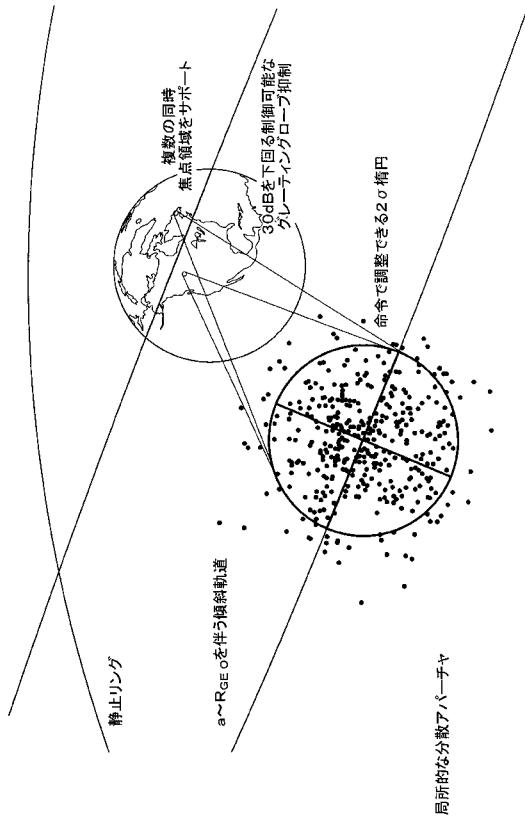
【 図 4 3 】



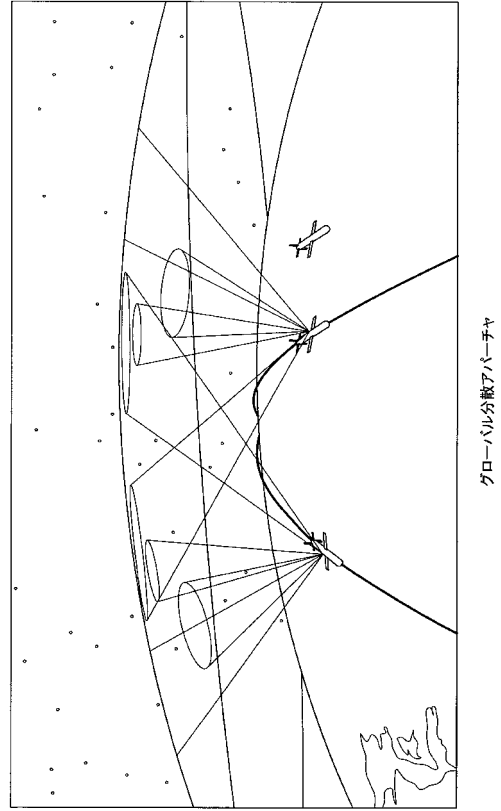
【 図 4 4 】



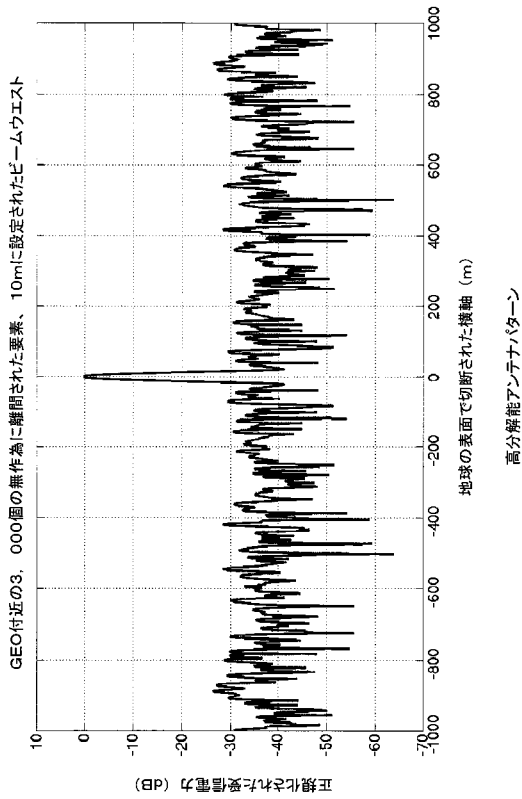
【 図 4 5 】



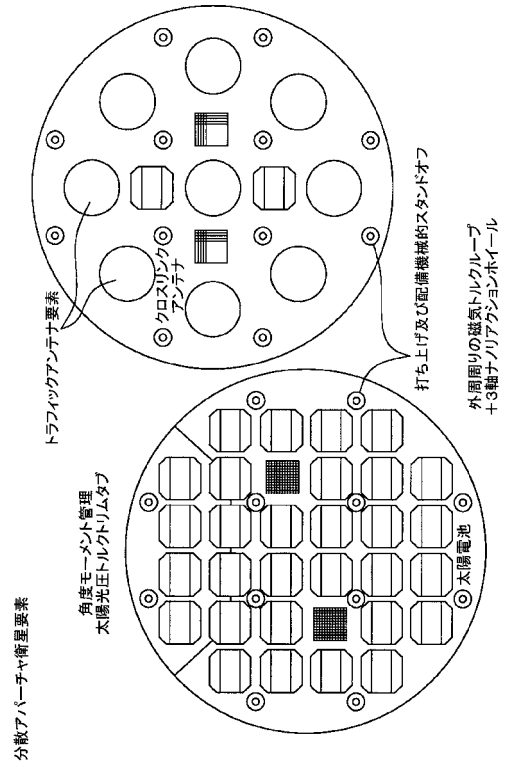
【 図 4 6 】



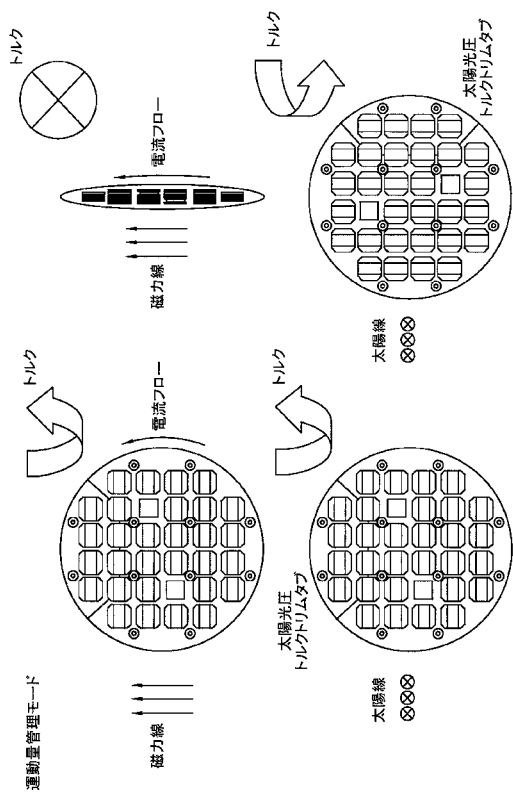
【 図 4 7 】



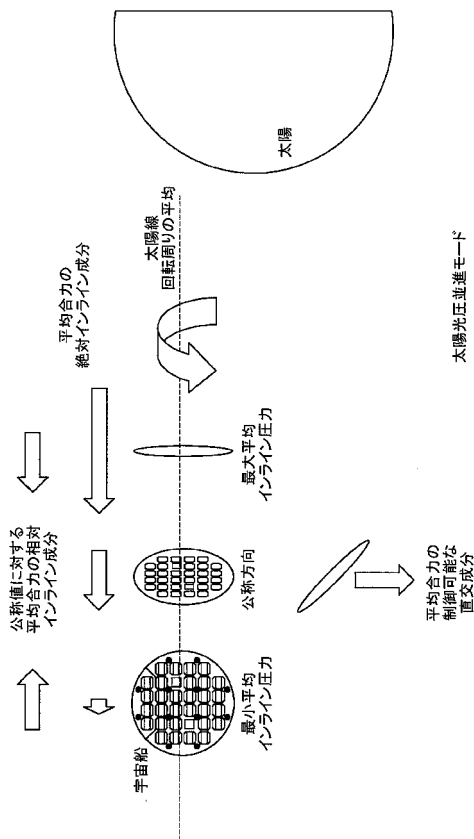
【 図 4 8 】



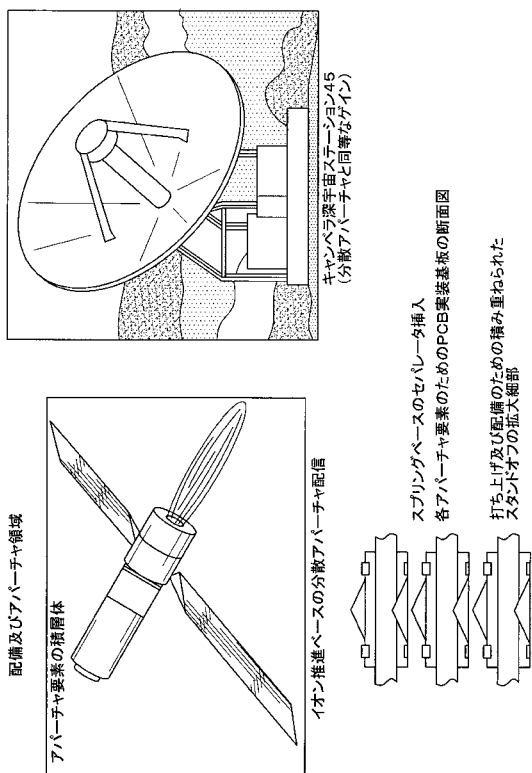
【図49】



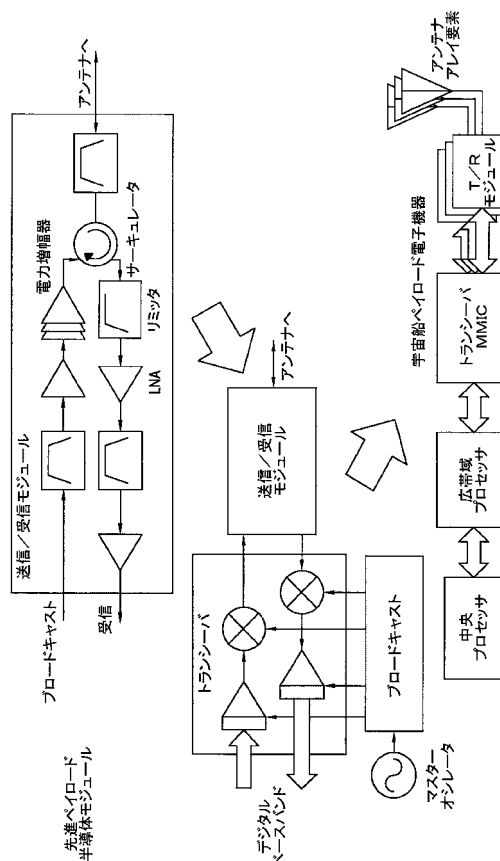
【図50】



【図51】

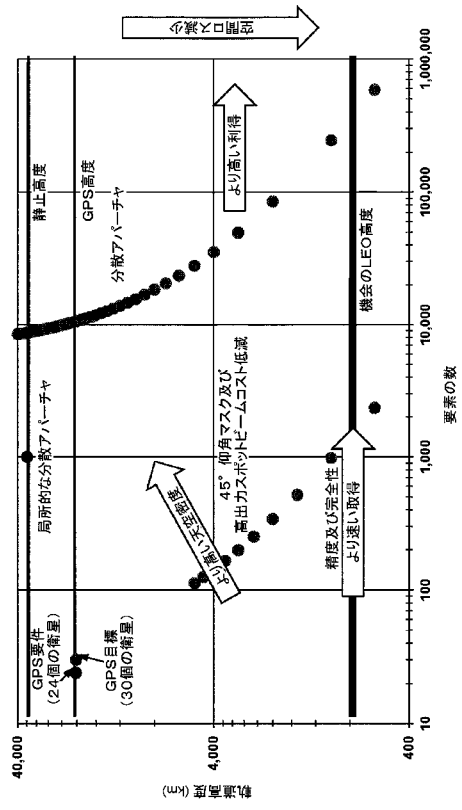


【図52】



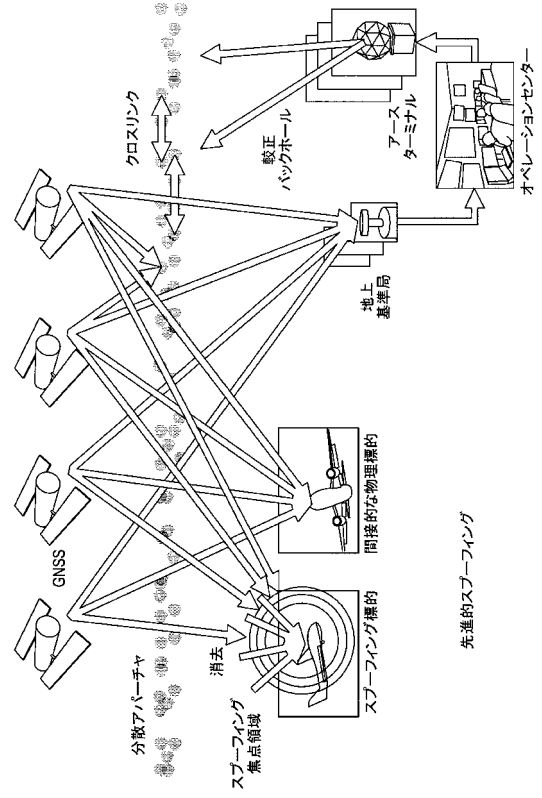


【 図 5 7 】



コンステレーションアーキテクチャ取り空間

【 図 5 8 】



先進的スーパーファイニング

## 【 国際調査報告 】

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/US 15/17787

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> IPC(8) - B64G 1/36 (2015.01) CPC - G05D1/0883, B64G1/36, B64G1/26 According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b> Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) CPC: G05D1/0883, B64G1/36, B64G1/26		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched USPC: 701/1, 13, 468, 469; 342/367, 357.43; IPC(8): B64G1/36; CPC: B64G1/24, B64G1/361 (2015.01)(keyword limited; terms below)		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) Patbase; Google Scholar; Google Patents Keywords: Carrier phase; position; GNSS satellite; LEO satellite; pseudoranges; ground reference station; clock; orbit		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 6,373,432 B1 (RABINOWITZ et al.) 16 April 2002 (16.04.2002), entire document, especially; col. 6, ln 28-47; col. 7, ln 1-4, ln 38-col. 8, ln 5	1 - 53
A	US 2005/0156782 A1 (WHELAN et al.) 21 July 2005 (21.07.2005), entire document	1 - 53
A	US 2013/0187810 A1 (LECLERCQ et al.) 25 July 2013 (25.07.2013), entire document	1 - 53
A	US 7,969,352 B2 (DILELLIO et al.) 28 June 2011 (28.06.2011), entire document	1 - 53
A	US 6,078,284 A (LEVANON) 20 June 2000 (20.06.2000), entire document	1 - 53
A	US 2009/0182502 A1 (RITER et al.) 16 July 2009 (16.07.2009), entire document	1 - 53
A	US 2010/0156709 A1 (ZHANG et al.) 24 June 2010 (24.06.2010), entire document	1 - 53
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/>		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 30 June 2015 (30.06.2015)		Date of mailing of the international search report <b>24 JUL 2015</b>
Name and mailing address of the ISA/US Mail Stop PCT, Attn: ISA/US, Commissioner for Patents P.O. Box 1450, Alexandria, Virginia 22313-1450 Facsimile No. 571-273-8300		Authorized officer: Lee W. Young PCT Helpdesk: 571-272-4300 PCT OSP: 571-272-1774

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (January 2015)

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No. PCT/US 15/17787
--

<b>Box No. II</b>	<b>Observations where certain claims were found unsearchable (Continuation of item 2 of first sheet)</b>
<p>This international search report has not been established in respect of certain claims under Article 17(2)(a) for the following reasons:</p> <p>1. <input type="checkbox"/> Claims Nos.: because they relate to subject matter not required to be searched by this Authority, namely:</p> <p>2. <input type="checkbox"/> Claims Nos.: because they relate to parts of the international application that do not comply with the prescribed requirements to such an extent that no meaningful international search can be carried out, specifically:</p> <p>3. <input type="checkbox"/> Claims Nos.: because they are dependent claims and are not drafted in accordance with the second and third sentences of Rule 6.4(a).</p>	
<b>Box No. III</b>	<b>Observations where unity of invention is lacking (Continuation of item 3 of first sheet)</b>
<p>This International Searching Authority found multiple inventions in this international application, as follows: This application contains the following inventions or groups of inventions that are not so linked as to form a single general inventive concept under PCT Rule 13.1. In order for all inventions to be searched, the appropriate additional search fees must be paid.</p> <p>Group I: Claims 1-53 directed to a method and user device for supporting resilient carrier phase positioning of at least one user device utilizing a service data processor, measurements received from Global Navigation Satellite System (GNSS) satellites, and measurements received from low Earth orbit (LEO) satellites, said measurements including carrier phase pseudoranges.</p> <p>Group II: Claim 54-56 directed to a method for carrier phase positioning of a user device.</p> <p>Group III: Claims 57-58 directed to a method for localizing one or more emitters.</p> <p>Group IV: Claim 59 directed to a method for supporting the resilient carrier phase positioning of one or more subscriber vehicles. —see extra sheet—</p> <p>1. <input type="checkbox"/> As all required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers all searchable claims.</p> <p>2. <input type="checkbox"/> As all searchable claims could be searched without effort justifying additional fees, this Authority did not invite payment of additional fees.</p> <p>3. <input type="checkbox"/> As only some of the required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers only those claims for which fees were paid, specifically claims Nos.:</p> <p>4. <input checked="" type="checkbox"/> No required additional search fees were timely paid by the applicant. Consequently, this international search report is restricted to the invention first mentioned in the claims; it is covered by claims Nos.: 1-53</p> <p><b>Remark on Protest</b></p> <p><input type="checkbox"/> The additional search fees were accompanied by the applicant's protest and, where applicable, the payment of a protest fee.</p> <p><input type="checkbox"/> The additional search fees were accompanied by the applicant's protest but the applicable protest fee was not paid within the time limit specified in the invitation.</p> <p><input type="checkbox"/> No protest accompanied the payment of additional search fees.</p>	

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/US 15/17787

Continuation of Box No. III

Group V: Claims 60-62 directed to a method for GNSS signal authentication.

Group VI: Claims 65-70 directed to a method for user position authentication.

Group VII: Claims 71-81 directed to a method for fielding a positioning service for one or more users.

Group VIII: Claim 82 directed to a method for providing agile, robust, and cost-effective services.

Group IX: Claims 83-95 directed to a method of beamforming a space-borne distributed aperture.

The inventions listed as Groups I-IX do not relate to a single general inventive concept under PCT Rule 13.1 because, under PCT Rule 13.2, they lack the same or corresponding special technical features for the following reasons:

Group I includes the special technical feature of at least one LEO satellite via a LEO-to-LEO crosslink transmission and measuring additional carrier phase pseudoranges from GNSS and LEO satellites, not required by Groups II-IX.

Group II includes the special technical feature of the user device receiving signals and measuring, over a measuring interval, carrier phase pseudoranges from a plurality of LEO satellites, with a user device; confirming that an observation geometry provides acceptable position accuracy over the measurement interval; and estimating a position of said user device, not required by Groups I and III-IX.

Group III includes the special technical feature of collecting wideband radio frequency (RF) sample streams of emitter signals measured by the LEO satellites; time and space registering of said samples streams according to said LEO satellite precise orbit and clock estimates; and cross correlating sample streams across pairs of LEO satellites to localize each emitter, not required by Groups I-II and IV-IX.

Group IV includes the special technical feature of collecting measurements from multi-band LEO satellites, multi-band LEO, single-band LEO; collecting measurements from the probe vehicles; generating road-specific ionosphere and troposphere estimates; and estimates for at least one subscriber vehicle, not required by Groups I-III and V-IX.

Group V includes the special technical feature of generating a watermark PRN waveform based on a watermark key that is initially secret, wherein said watermark key is arranged to enable a user device to perform watermark power checks and perform a power solution; summing said watermark waveform with an open waveform; and access of said watermark key by the user device, not required by Groups I-IV and VI-IX.

Group VI includes the special technical feature of receiving a signal broadcast from one or more LEO satellites, wherein said signal from the one or more LEO satellites includes an encrypted waveform based on a traffic key that is secret; measuring pseudoranges from signals received from GNSS satellites; performing a position solution from said GNSS pseudoranges; accessing said traffic key; performing power checks on said LEO satellite signals; and using the position solution and the traffic key to decrypt the LEO satellite signals, not required by Groups I-V and VII-IX.

Group VII includes the special technical feature of broadcasting signals from one or more LEO satellites, wherein each said signal comprises an encrypted waveform based on a traffic key that is secret; receiving signals and measuring carrier phase pseudoranges from GNSS satellites with said LEO satellites; accessing said traffic key by one or more ground reference stations; receiving signals and measuring carrier phase pseudoranges from said GNSS and LEO satellites with said ground reference stations using said traffic key to decrypt said LEO satellite signals; collecting in one or more service data processors said pseudoranges; generating, encrypting, and disseminating from said pseudoranges precise orbit and clock predictions of said GNSS and LEO satellites to one or more user devices; accessing said traffic key and predictions by one of said user devices; receiving signals and measuring carrier phase pseudoranges from said GNSS and LEO satellites; and computing said user device position and performing a RAIM check employing all said pseudoranges, not required by Groups I-VI and VIII-IX.

Please See Continuation Sheet

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/US 15/17787

Continuation of Box No. III

Group VIII includes the special technical feature of synthesizing various system-level functions for a global constellation of satellites by sequencing said satellites individually into various broadcast and receive modes depending on their orbital position, where said functions by region include at least one of the following functions positioning, navigation, and timing using code and/or carrier, rapid acquisition of accuracy and integrity, emitter localization; and radio occultation including ionospheric total electron content and atmospheric temperature, pressure, density, and humidity, across various military, civil, and commercial domains, not required by Groups I-VII and IX.

Group IX includes the special technical feature of placing a finite number of randomly or quasi-randomly situated aperture elements free-flying in space; (b) precisely spatially and temporally registering said aperture elements; (c) synthesizing one or more high-resolution focal points; and (d) containing said focal points within the Fresnel region of said distributed aperture, not required by Groups I-VIII.

Groups I, III and IV-VII share the technical feature of a Global Navigation Satellite System (GNSS). However this common technical feature is anticipated by US 2012/0232724 A1 to Janky et al. (13 September 2012) (hereinafter Janky) which teaches a Global Navigation Satellite System (GNSS) (para [0052]).

Groups I-VII share the technical feature of a Low Earth Orbit (LEO) satellite. However, this common technical feature is anticipated by Janky which teaches a Low Earth Orbit (LEO) satellite (para [0052]).

Groups I-IV and VI-VII share the technical feature of a pseudorange. However this technical feature is anticipated by Janky which teaches a pseudorange (para [0023]).

Groups I, III, IV VII share the technical feature of a ground reference station. However, this common technical feature is anticipated by Janky which teaches a ground reference station (para [0021]).

Groups I, III and IV share the technical feature of orbit and clock predictions; and user devices. However, this common technical feature is anticipated by Janky which teaches orbit predictions (para [0002]); clock predictions (para [0073]) and user devices (para [0019] display devices).

Groups V and VI share the technical feature of RAIM Check. However, this common technical feature is anticipated by US 2011/0102259 A1 to Ledvina et al. (5 May 2011) which teaches RAIM Check (claim 2).

Therefore, Groups I-IX lack unity under PCT Rule 13 because they do not share a same or corresponding special technical feature.

\*\*\*NOTE\*\*\*

Claim 63-64 are unsearchable as they are incomplete.

---

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US

【要約の続き】

【選択図】図1