論 文

着桟支援のための GNSS 搬送波位相と IMU の密結合と視覚オドメトリの融合による位置推定のロバスト化

中村 拓[*a),**]， 園部 達也[*]， 戸田 裕行[*]， 藤澤 奈緒美[*]，
武富 貴史[**]， プロプスキ アレクサンダー[**]， サンドア クリスチャン[***]， 加藤 博一[**]

Robust Positioning Method for Berthing Support Using Fusion of Tightly Coupled GNSS Carrier Phase with IMU and Visual Odometry

Hiraku NAKAMURA[*,**]， Tatsuya SONOBE[*]， Hiroyuki TODA[*]， Naomi FUJISAWA[*]，
Takafumi TAKETOMI[**]， Alexander PLOPSKI[**]， Christian SANDOR[***]， Hirokazu KATO[**]

あらまし 船舶の着桟支援を想定したロバストな高精度測位手法を開発した．本手法は，自船に固定したカメラで撮影した動画像データ，複数の GNSS アンテナから受信した民生用 L1 信号データ，及び，6 軸 IMU データの融合により実現する．動画像データの視覚オドメトリを用いて，港湾構造物の 3 次元構造を復元しつつ，6 軸 IMU データと GNSS 衛星単位の搬送波位相の時空間変化量とのタイトカップリングによって高精度に自船の軌跡を推定する新しいオドメトリ技術を構築した．さらに，クロックを共有した複数の GNSS 受信機のクロックドリフト推定を共通化することで，約 10 cm の高精度な軌跡精度を維持するための衛星数の条件が緩和できたことを確認した．

Abstract We developed a robust and precise positioning method for the ship berthing support system. This method is realized by fusion of moving image data captured by a camera equipped with own ship, GNSS L1 civil signals received from multiple antennas, and 6-axis IMU measurements. The new odometry technique estimates highly precise trajectory of the own ship using tightly coupled a time-space variation of the GNSS carrier phase with the 6-axis IMU data, in addition to 3-dimensional port structure recovered by visual odometry of the moving image. Furthermore, common receiver clock of multiple GNSS receivers reduced unknown elements of the state vector and eventually enabled to maintain the 10 cm of trajectory preciseness even in few visible satellites case.

キーワード GNSS，搬送波位相，タイトカップリング，視覚オドメトリ，コンピュータビジョン

Keyword GNSS, carrier phase, tight coupling, visual odometry, computer vision

1．まえがき

我が国では，国土交通省が 2025 年までの自動運航船の実現に向けた実証事業の取り組みを開始している．自動運航船の実現に必須となる技術の一つとして自動着桟が挙げられている．着桟時には，港湾施設と船体の相対的な位置関係を高精度に把握することが必要であり，自動着桟時の要求精度は 10 cm[1]である．一般的な航海用 GNSS 受信機では，たとえディファレンシャル GPS（DGPS: Differential GPS）を利用している時でもこの要求精度を満たすことは困難である．GNSS を用いた高精度測位，例えば，準天頂衛星システムのセンチメータ級測位補強サービス（CLAS: Centimeter Level Augmentation Service）を利用することにより，センチメートル精度の高精度な絶対位置を得ることができるため，港湾施設の絶対位置や形状が同程度以上の精度で既知であれば，自動着桟や着桟支援を実現できると期待される．しかし，すべての港湾施設の絶対位置や形状を測量し，インフラ情報として維持していくことはコストの面で現実的ではない．また，浮桟橋のような絶対位置が変動する港湾施設には使えない．

よって，インフラ情報を必要とせず，どこの港湾であっても使える，港湾施設と船体の相対位置を高精度に推定するシステムが必要である．

一般に自分の周辺にある構造物との相対距離を測るために，ミリ波レーダー，LIDAR，あるいは，ステレオカメラ等のセンサが使われる．ミリ波レーダーは，着桟用途としては距離精度不足である．LIDAR は高精度な距離を得られるが，遠方から得られる点群の密度が低く，遠方からは着桟位置周辺の岸壁や桟橋の線形状を捉えることが難しいため，着桟用途として活用できるシーンが限定される．ステレオカメラは，着桟用途の距離精度を確保するためにはカメラ基線長を長くせざるを得ず，装置の大型化は避けられない．また，カメラの取り付けや調整に手間がかかる．

LIDAR やカメラを用いたシステムは，雨天や霧などの悪天候時に性能が発揮できない場合があるが，筆者らは，晴れや曇りの時の利用に限定して，単眼カメラに GNSS コンパスを組み合わせることにより，前記システムの構築に取り組んでいる．

[*]古野電気株式会社
〒662-8580 兵庫県西宮市芦原町 9-52
Furuno Electric Co., Ltd,
9-52 Ashihara-cho, Nishinomiya City, Hyogo, 662-8580, JAPAN
a) hiraku.nakamura.gr@furuno.co.jp
[**]奈良先端科学技術大学院大学
〒630-0192 奈良県生駒市高山町 8916-5
Nara Institute of Science and Technology
8916-5 Takayama-cho, Ikoma, Nara, 630-0192, JAPAN
[***]香港城市大学
City University of Hong Kong
83 Tat Chee Avenue, Kowloon Tong, HONG KONG

単眼カメラは，撮影した構造物に対して直接距離を得ることはできないが，視覚オドメトリ（VO: Visual Odometry）[2]の手法を用いて，移動しながら撮影した前後の画像から構造物の 3 次元構造を復元しつつ，カメラの軌跡を推定することができる．さらに，カメラの画素情報は密であり，高い角度分解能で空間情報を得ることができるため，復元された構造物の 3 次元構造も密であり，遠方からでも着桟位置周辺の岸壁や桟橋の線形状を捉えることができると期待できる．

但し，VO には，カメラと構造物の距離のスケール，あるいは，カメラの移動距離のスケールが求まらないスケール不定性と，推定したカメラの軌跡がドリフトする問題がある[3]．VO は，移動しながら撮影した前後の画像を用いて構造物の 3 次元構造を復元するため，カメラの軌跡がドリフトすると構造物の 3 次元構造の復元結果もドリフトする．従って，VO によって復元した構造物とカメラの距離を自動着桟時の相対位置の要求精度 10 cm より高精度に推定するためには，カメラと構造物の距離のスケール，すなわち，カメラの移動距離のスケールを高精度に推定しつつ，カメラの軌跡のドリフトを補正して，カメラの軌跡を少なくとも 10 cm より高精度に推定する必要がある．

GNSS コンパスは，複数の GNSS アンテナ，及び，受信機と IMU（加速度センサとジャイロセンサ）で構成される．GNSS コンパスの測位位置は GNSS の単独測位並みのメートル精度であるが，異なる GNSS アンテナで受信した GNSS 衛星の搬送波位相の差分を用いて方位を含む 3 軸のドリフトしない姿勢を算出できる．加えて，搬送波位相の時間変化量から速度（以下，GNSS 速度）を高精度（オープンスカイ環境で 1 cm/s 以下）に算出することができる．

そこで筆者らは，GNSS コンパスが出力する GNSS 速度を積算して得られる移動距離を含む軌跡の情報と，ドリフトしない姿勢の情報を用い，VO におけるカメラの移動距離のスケールを定めることと，カメラの軌跡のドリフトを補正することを試みた．その結果，カメラの軌跡を自動着桟時の相対位置の要求精度 10 cm より高精度に推定できる目途を得た．しかしながら，高精度を維持するためには GNSS 速度が必要であり，そのためには GNSS コンパスに複数ある，いずれかの受信機で少なくとも 4 機の GNSS 衛星を追尾し続けなければならない．船舶に搭載される航海機器の現状として，GNSS アンテナの装備場所が確保できず，他の航海機器のアンテナや自船体の陰になるような場所に設置せざるを得ない場合がある．そういったアンテナの装備状況で，特に，港湾内の自動着桟を想定すると，ガントリークレーンなどの港湾施設によってさらに GNSS 衛星が遮蔽されて可視衛星数が減少し，カメラの軌跡の推定精度が劣化する懸念があることがわかった[4]．

本研究の目的は，カメラの軌跡の推定に用いる GNSS 搬送波位相に基づく GNSS 速度を計算するために必要であった衛星数の条件を緩和することにより，GNSS 衛星の遮蔽に対してロバストにすることである．本稿では，これらのロバスト化の概要と検証結果について報告する．

2. 関連研究

単眼カメラと他のセンサを組み合わせて，カメラの軌跡を高精度に推定する研究が報告されている．Nützi ら[5]は，単眼カメラと IMU で算出した演算結果を融合し，屋内の狭域環境でカメラの軌跡を高精度に推定している．但し，この手法は広域環境では IMU の累積誤差の影響が大きくなり，カメラの軌跡の顕著なドリフトが予想される．Soloviev ら[6]は，屋外の陸上環境で単眼カメラと IMU で算出した演算結果，並びに，1 つの GPS アンテナによる搬送波位相の時間変化量を融合して衛星の遮蔽に対してロバスト，かつ，高精度な軌跡の推定を実現している．但し，この手法は，1 つの GPS アンテナの軌跡を方位推定において重視しているため，移動方向と船首方位が一致しない着桟用途ではカメラの軌跡のドリフトが予想される．

GNSS コンパスは，移動方向（移動速度）とは独立して，方位を含む 3 軸の姿勢も得られるため，着桟用途のセンサとして有用である．これまで，GNSS コンパスを用いた姿勢推定に関する研究が報告されている．Hirokawa ら[7]は GPS の二重位相差と IMU のタイトカップリング（TC: Tight Coupling）により姿勢推定をロバスト化した．Suzuki ら[8]は 3 つの GNSS アンテナから成る，2 本の長いアンテナ基線の二重位相差と IMU の TC によって得たロバストで高精度な姿勢と，リアルタイムキネマティック（RTK: Real Time Kinematic）測位による高精度な絶対位置と，LIDAR の点群までの高精度な相対距離を用いて，構造物の 3 次元構造の絶対位置を直接計測する手法を提案した．

筆者ら[9]は GNSS の一重位相差と IMU の TC により姿勢推定をロバスト化した．このロバスト化の取り組みでは，4 つの GNSS アンテナから成る，6 本の短いアンテナ基線と，クロックを共通化した 4 つの GNSS 受信機の構成を活用した．この中で，4 つの GNSS 受信機内の信号伝搬時間の遅延差を推定し，4 つの GNSS 受信機で共通の 1 機の衛星を受信できれば，その 1 機の衛星がどの位置にあっても姿勢精度を維持できることを示した．筆者らの前報告[4]では，前記筆者らの GNSS コンパスによるロバスト化した姿勢と，高精度な GNSS 速度と，単眼カメラの動画像を処理して得た VO の演算結果を組み合わせて高精度にカメラの軌跡を推定する技術を提案した．この VO の演算結果は，Klein ら[10]の手法に基づく Uchiyama ら[11]のオープンソースを改変して得た．この手法では，移動視差のある間引いた画像（以下，キーフレーム）を用いて，バンドル調整（BA: Bundle Adjustment）による特徴点の点群位置の推定と，推定した点群位置と連続画像を用いたカメラの軌跡推定を並列で処理している．

3. システム概要

3．1 システムの構成 システム全体のブロック図を図1に示す．カメラ（Camera）は，船体に固定した広角レンズ搭載の単眼カメラで，動画像データ（Image Data）を出力する．GNSS は，GNSSアンテナとGNSS受信機であり，単独測位結果，並びに，搬送波位相を含むGNSS衛星の航法データ（Nav. Data）を出力する．4つのGNSS受信機を共通のクロックで動作

させ，かつ，4つのアンテナが1辺10 cmの正方形となるよう配置している．IMUは3軸の加速度センサと3軸のジャイロセンサから成るMEMSのセンサで，加速度データ（Acc. Data）と角速度データ（Gyro Data）を出力する．演算部（Calculation Unit）は，動画像，搬送波位相，及び，IMUのデータから復元した構造物の3次元構造（Port Structure）と，カメラの軌跡（Ship Trajectory）の推定結果を出力する．

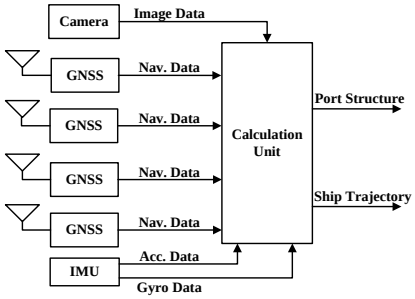


図1 システム全体のブロック図

Fig. 1 System block diagram.

図 1 に示したセンサ機器（Camera，GNSS，及び，IMU）の主な諸元を表 1 に示す．

表1 センサ機器の主な諸元

Table 1 Sensors specifications.

Sensors	**Specifications**
Monocular Camera (Camera)	Focal: 8 mm, Aperture: F16, FOV: 70.3° x 47.4°, Pixels: 1920 x 1200, Frame rate: 10 fps.
Single Frequency Multi-GNSS Receiver (GNSS)	Signals:GPS L1C/A, QZSS L1C/A, GLONASS L1OF, Galileo E1B, Fix rate: 1Hz.
MEMS IMU (IMU)	Sensor data: Acc. 3-axis, Gyro 3-axis, Update rate: 100Hz.

３．２ 演算部の構成 演算部のブロックは，図2に示す通り，VOブロック，搬送波位相の処理（CPP: Carrier Phase Processing）ブロック，慣性航法データの処理（INS: Inertial Navigation System）ブロック，及び，拡張カルマンフィルタ（EKF: Extended Kalman Filter）ブロックから成る．

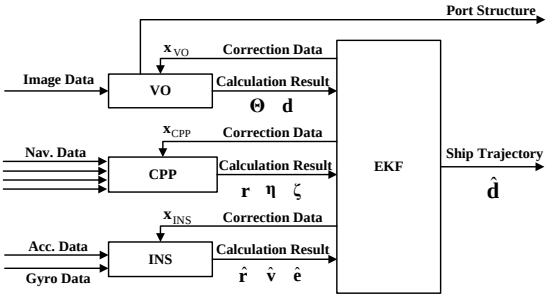


図2 図1の演算部のブロック図

Fig. 2 Block diagram of the calculation units in Fig. 1.

これまでの取り組み[4]では，VO ブロック（但し，[4]では VO に相当する処理を VSLAM と記載）は，動画像データから VO によるカメラの姿勢 $\boldsymbol{\Theta}$，及び，カメラの移動距離のスケールを含まない軌跡 $\mathbf{d}$ を演算するブロック，CPP ブロック（但し，[4]では CPP に相当する処理を GNSS と記載）は，単独測位結果，並びに，搬送波位相を含む GNSS 衛星の航法データから，GNSS 絶対位置 $\mathbf{r}$，GNSS 速度 $\mathbf{v}$，及び，ドリフトしない姿勢の算出に用いる観測量である，GNSS 衛星から任意の 2 つの GNSS アンテナまでの幾何学的距離の差分 $\boldsymbol{\zeta}$ を演算するブロック[9]，INS ブロックは，加速度データと角速度データからカメラの移動速度（以下，INS 速度 $\hat{\mathbf{v}}$）と姿勢（以下，INS 姿勢 $\hat{\mathbf{e}}$）を演算するブロックとし，EKF ブロックにて，EKF を用いて，移動距離のスケールを含んだカメラの軌跡 $\hat{\mathbf{d}}$ を推定していた．

特に，スケールの不定性を解くために重要なカメラの移動速度に関し，$\mathbf{v}$ と疎に結合した $\hat{\mathbf{v}}$ をルースカップリング（Loose Coupling）速度（以下，LC 速度 $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$）として使っていた．すなわち，$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$ を積算して移動距離のスケールを含んだカメラの軌跡を求め，VO のスケール $\hat{S}$ を推定しつつ，ドリフトしない $\boldsymbol{\zeta}$ と結合した $\hat{\mathbf{e}}$ [9]を $\mathbf{d}$ に対するドリフトの補正に利用して，高精度化したカメラの軌跡 $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ を求めていた．

本研究では，CPP ブロックと EKF ブロックの処理（の一部）を変更した．カメラの移動速度に関し，$\mathbf{v}$ を求める前の観測量である，GNSS 速度の衛星視線方向成分 $\boldsymbol{\eta}$ と密に結合した $\hat{\mathbf{v}}$ を TC 速度 $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ として用いた．加えて，4 つの GNSS 受信機が共通のクロックで動作している構成を活かし，クロックの周波数誤差による各受信機の時計誤差（以下，クロックドリフト）を共通の状態量として扱い，$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ の推定に使える観測量を増加させることを試みた．推定した $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ を用いて，高精度化したカメラの軌跡 $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ を求めた．

尚，図 2 に示す通り，構造物の 3 次元構造の復元結果（Port Structure）は VO ブロックより出力される．3 次元構造の推定精度向上には特徴点の数を増加させることが重要であり，そのためには EKF のようなフィルタリングによる手法よりもキーフレームを用いた BA の方が優位であることが先行研究[12]によって示されている．この結果をふまえ，3 次元構造は EKF ブロックでは推定せず，VO ブロックの中の BA で推定した．加えて，

VO ブロックのみではスケール不定性を解くことはできず，また，カメラの軌跡のドリフトに伴って構造物の 3 次元構造の復元結果もドリフトするが，EKF ブロックからカメラの移動距離のスケール，並びに，カメラの軌跡のドリフトを補正するための支援情報（Correction Data）を得て，スケール不定性やドリフトのない 3 次元構造の復元結果を得た．

次節以降で，提案手法に変更後の CPP ブロックと EKF ブロックについて示す．

3．3 搬送波位相の処理 提案手法に変更後のCPPブロックについて説明する．

CPPブロックには，4つのGNSS受信機の単独測位結果，並びに，搬送波位相を含むGNSS衛星の航法データが入力される．入力された航法データと，EKFブロックで推定した支援情報（Correction Data）から，演算結果（Calculation Result）を算出し，演算結果がEKFブロックへ送られる．

CPPブロックからEKFブロックへ送られた演算結果は，$\mathbf{r}$，$\boldsymbol{\eta}$，及び，$\boldsymbol{\zeta}$ である．

$\mathbf{r}$ は，4つのGNSSアンテナの中心位置であり，4つのGNSS受信機の単独測位結果から求まる．

$\boldsymbol{\eta}$ は，GNSS衛星数×GNSSアンテナ数の要素数から成るベクトルである．ベクトルを構成する要素は，GNSSアンテナ i における速度のGNSS衛星 k の視線方向成分 η_i^k であり，

$$\eta_i^k = \lambda\dot{\Phi}_i^k + v^k - \hat{Z} + u(\eta_i^k) \tag{1}$$

によって求まる．ここで，GNSSアンテナ i におけるGNSS衛星 k の搬送波位相を Φ_i^k，その時間変化量を $\dot{\Phi}_i^k$，搬送波の波長を λ，GNSS衛星 k の速度の衛星視線方向成分を v^k，EKFブロックで推定した支援情報の一部である速度に換算したクロックドリフトの推定値を $\hat{Z}$，観測誤差を $u(\eta_i^k)$ とした．この中で，提案手法として，4つのGNSS受信機が共通のクロックで動作している構成を活かし，$\hat{Z}$ を1つの変数として扱っている．

$\boldsymbol{\zeta}$ は，GNSS衛星数×GNSSアンテナ基線数の要素数から成るベクトルである．ベクトルを構成する要素は，GNSS衛星 k からGNSSアンテナ i，及び，j までの幾何学的距離の差分 $\zeta_{i,j}^k$ であり，

$$\zeta_{i,j}^k = \lambda\Phi_{i,j}^k - \hat{D}_{i,j} - \lambda N_{i,j}^k + u(\zeta_{i,j}^k) \tag{2}$$

によって求まる．ここで，GNSSアンテナ i，及び，j についてのGNSS衛星 k の搬送波位相の一重差を $\Phi_{i,j}^k$，一重差の整数値バイアスを $N_{i,j}^k$，EKFブロックで推定した支援情報の一部であるGNSS受信機内遅延差の推定値を $\hat{D}_{i,j}$，観測誤差を $u(\zeta_{i,j}^k)$ とした．但し，GNSSアンテナから受信したGNSS信号の，異なるGNSS受信機内の伝搬時間の遅延差に対して，距離に換算した値をGNSS受信機内遅延差と定義した[9]．

3．4 EKF による演算結果の融合 提案手法に変更後の EKF ブロックについて説明する．

EKFブロックには，VOブロック，CPPブロック，及び，INSブロックの演算結果が入力される．EKFによる状態量の推定演算を行い，推定したカメラの姿勢，及び，軌跡のドリフト誤差を除去し，推定したスケールを掛けて，移動距離のスケールを含んだカメラの軌跡を出力する．各演算ブロックに対しては，必要な支援情報を送る．

EKFによる状態量の推定演算は，時間更新と観測更新で構成される．以下，時間更新と観測更新について，それぞれ説明する．

3．4．1 EKF の時間更新 EKF の時間更新の方程式は，

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_{t+1} &= \mathbf{F}_t\mathbf{x}_t + \mathbf{w}_t \\ \mathbf{P}_{t+1/t} &= \mathbf{F}_t\mathbf{P}_{t/t}\mathbf{F}_t^{\mathrm{T}} + \mathbf{Q}_{t/t}\end{aligned} \tag{3}$$

で表される．

状態ベクトル $\mathbf{x}$ は，VO ブロック，CPP ブロック，及び，INS ブロックへの支援情報に関する推定誤差を表し，それぞれの演算ブロックごとに，

$$\mathbf{x} = \left[\mathbf{x}_{\mathrm{INS}}, \mathbf{x}_{\mathrm{CPP}}, \mathbf{x}_{\mathrm{VO}}\right]^T \tag{4}$$

とした．

INS ブロックへの支援情報に関する状態量は，

$$\mathbf{x}_{\mathrm{INS}} = \left[\mathbf{x}_r, \mathbf{x}_v, \mathbf{x}_e, \mathbf{x}_\omega, \mathbf{x}_a\right]^T$$

$\mathbf{x}_r$: INS 絶対位置誤差，

$\mathbf{x}_v$: INS 速度誤差，

$\mathbf{x}_e$: INS 姿勢誤差，

$\mathbf{x}_\omega$: INS 角速度バイアス誤差，

$\mathbf{x}_a$: INS 加速度バイアス誤差，

とした．

CPP ブロックへの支援情報に関する状態量は，

$$\mathbf{x}_{\mathrm{CPP}} = \left[\mathbf{x}_D, \mathbf{x}_Z\right]^T$$

$\mathbf{x}_D$: GNSS 受信機内遅延差誤差，

$\mathbf{x}_Z$: GNSS クロックドリフト誤差，

とした．

VO ブロックへの支援情報に関する状態量は，

$$\mathbf{x}_{\mathrm{VO}} = \left[\mathbf{x}_\Theta, \mathbf{x}_S, \mathbf{x}_d\right]^T$$

$\mathbf{x}_\Theta$: VO によるカメラの姿勢ドリフト誤差，

$\mathbf{x}_S$: VO のスケール誤差，

$\mathbf{x}_d$: VO によるカメラの軌跡ドリフト誤差，

とした．

状態遷移行列 $\mathbf{F}$ は，

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{rr} & \mathbf{F}_{rv} & \mathbf{F}_{re} & \mathbf{F}_{r\omega} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{F}_{vr} & \mathbf{F}_{vv} & \mathbf{F}_{ve} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{va} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{F}_{er} & \mathbf{F}_{ev} & \mathbf{F}_{ee} & \mathbf{F}_{e\omega} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{\omega\omega} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{aa} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{DD} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{ZZ} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{\Theta\Theta} & \mathbf{O} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{ss} & \mathbf{O} \\ \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{O} & \mathbf{F}_{dd} \end{bmatrix} \tag{5}$$

とした．

システム雑音 $\mathbf{w}$ の共分散行列 $\mathbf{Q}$ は，

$$\mathbf{Q}=\begin{bmatrix}\mathbf{Q}_{rr}&\mathbf{Q}_{rv}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{Q}_{vr}&\mathbf{Q}_{vv}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{ee}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{\omega\omega}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{aa}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{DD}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{ZZ}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{\Theta\Theta}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{ss}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{Q}_{dd}\end{bmatrix} \tag{6}$$

とした.

ここで, 状態ベクトル $\mathbf{x}_r$, $\mathbf{x}_v$, 及び, $\mathbf{x}_e$ の時間更新については公知の GNSS/INS 技術[13]に用いられる状態遷移モデルを採用した.

状態ベクトル $\mathbf{x}_\omega$, $\mathbf{x}_a$, $\mathbf{x}_D$, $\mathbf{x}_Z$, $\mathbf{x}_\Theta$, $\mathbf{x}_S$, 及び, $\mathbf{x}_d$ の時間更新については, Gauss-Markov 過程の状態遷移モデルを採用した. 状態量 X の時定数を T_X とすると, 状態遷移行列 $\mathbf{F}_{XX}$ は単位行列 $\mathbf{I}$ を用いて,

$$\mathbf{F}_{XX}=\left(1-\frac{1}{T_X}\right)\mathbf{I} \tag{7}$$

とした.

3. 4. 2 EKF の観測更新 EKF の観測更新の方程式は,

$$\begin{aligned}&\mathbf{y}_t=\mathbf{H}_t\mathbf{x}_t+\mathbf{u}_t\\ &\mathbf{P}_{t/t}=\mathbf{P}_{t/t-1}-\mathbf{K}_t\mathbf{H}_t\mathbf{P}_{t/t-1}\\ &\mathbf{K}_t=\mathbf{P}_{t/t-1}\mathbf{H}_t^{\mathrm{T}}\left[\mathbf{H}_t\mathbf{P}_{t/t-1}\mathbf{H}_t^{\mathrm{T}}+\mathbf{R}_t\right]^{-1}\end{aligned} \tag{8}$$

で表される.

観測ベクトル $\mathbf{y}$ は, CPPブロックの演算結果である $\mathbf{r}$, $\boldsymbol{\eta}$, 及び, $\boldsymbol{\zeta}$, 並びに, VOブロックの演算結果である $\boldsymbol{\Theta}$, 及び, $\mathbf{d}$ を用いて計算した.

従って, $\mathbf{y}$ を,

$$\mathbf{y}=\left[\mathbf{y}_\mathbf{r},\mathbf{y}_{\boldsymbol{\eta}},\mathbf{y}_{\boldsymbol{\zeta}},\mathbf{y}_{\boldsymbol{\Theta}},\mathbf{y}_\mathbf{d}\right]^T \tag{9}$$

とした.

観測行列 $\mathbf{H}$ は,

$$\mathbf{H}=\begin{bmatrix}\mathbf{H}_{rr}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{H}_{\eta v}&\mathbf{H}_{\eta e}&\mathbf{H}_{\eta\omega}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{\eta Z}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{\zeta e}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{\zeta D}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{\Theta e}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{\Theta\Theta}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{H}_{d\Theta}&\mathbf{H}_{dS}&\mathbf{H}_{dd}\end{bmatrix} \tag{10}$$

とした.

観測雑音 $\mathbf{u}$ の共分散行列 $\mathbf{R}$ は,

$$\mathbf{R}=\begin{bmatrix}\mathbf{R}_{rr}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{R}_{\eta\eta}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{R}_{\zeta\zeta}&\mathbf{0}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{R}_{\Theta\Theta}&\mathbf{0}\\ \mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{0}&\mathbf{R}_{dd}\end{bmatrix} \tag{11}$$

とした.

本稿では, 前報告手法[4]から変更した, 提案手法である GNSS 速度の衛星視線方向成分の誤差 $\mathbf{y}_{\boldsymbol{\eta}}$ についての観測モデルについて示す. 他の観測モデルは前報告[4]を参照のこと.

$\mathbf{y}_{\boldsymbol{\eta}}$ についての観測方程式は,

$$\mathbf{y}_{\boldsymbol{\eta}}=\hat{\boldsymbol{\eta}}-\boldsymbol{\eta}=\mathbf{H}_{\eta v}\mathbf{x}_v+\mathbf{H}_{\eta e}\mathbf{x}_e+\mathbf{H}_{\eta\omega}\mathbf{x}_\omega+\mathbf{H}_{\eta Z}\mathbf{x}_Z+\mathbf{u}_\eta \tag{12}$$

となる. INS 速度の衛星視線方向成分 $\hat{\boldsymbol{\eta}}$ は, GNSS 衛星数×GNSS アンテナ数の要素数から成るベクトルである. ベクトルを構成する要素は, GNSS アンテナ i における INS 速度 $\hat{\mathbf{v}}_i$ の GNSS 衛星 k についての視線方向成分の推定値 $\hat{\eta}_i^k$ であり, 局地水平座標系 L で表される $\hat{\mathbf{v}}_i$, 地球中心・地球固定座標系 E で表される GNSS 衛星 k の視線方向ベクトル $\mathbf{h}^k$, $\mathbf{r}$ によって決まる局地水平座標系 L から地球中心・地球固定座標系 E への回転行列 $\mathbf{C}_L^E$ を用いて,

$$\hat{\eta}_i^k=\mathbf{h}^k\mathbf{C}_L^E\hat{\mathbf{v}}_i \tag{13}$$

によって求まる. 従って式(12)のそれぞれの観測行列は,

$$\mathbf{H}_{\eta v}=\mathbf{h}^k\mathbf{C}_L^E \tag{14}$$

$$\mathbf{H}_{\eta e}=-\left[\mathbf{V}_i\right]_\times \tag{15}$$

$$\mathbf{H}_{\eta\omega}=-\mathbf{C}_B^L\left[\mathbf{X}_i\right]_\times \tag{16}$$

$$\mathbf{H}_{\eta Z}=\mathbf{1} \tag{17}$$

となる. 但し, $\mathbf{r}$ と同様, 4 つの GNSS アンテナの中心位置において, 速度, 及び, 軌跡を計測している. 中心位置から GNSS アンテナ i の位置オフセットに起因する船体ボディ座標系 B の補正位置を $\mathbf{X}_i$, 船体ボディ座標系 B から局地水平座標系 L への回転行列を $\mathbf{C}_B^L$, 局地水平座標系 L の補正速度を $\mathbf{V}_i$ とした. また, skew-symmetric 行列を,

$$\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \varepsilon_z\end{bmatrix}_\times\equiv\begin{bmatrix}0&-\varepsilon_z&\varepsilon_y\\ \varepsilon_z&0&-\varepsilon_x\\ -\varepsilon_y&\varepsilon_x&0\end{bmatrix} \tag{18}$$

の記号で表し, 観測量を含んだ観測ベクトルに対応した要素を 1 で満たしたベクトルを $\mathbf{1}$ と定義した. また, 式(12)において, $\hat{\boldsymbol{\eta}}$ と $\boldsymbol{\eta}$ の差を計算する際, 両者の観測時刻を合わせる必要がある. 式(1)において, $\boldsymbol{\eta}$ は 1 Hz の GNSS の情報を基に, 現在時刻とその 1 秒前の情報から計算している. 従って, $\boldsymbol{\eta}$ の観測時刻は 0.5 秒前に相当する. そこで, 式(13)において, 100 Hz で更新する INS 速度 $\hat{\mathbf{v}}$ を用いて 0.5 秒前の $\hat{\boldsymbol{\eta}}$ を計算し, 両者の観測時刻の 0.5 秒間の時刻のずれを補正している.

4. 位置精度とロバスト性の評価

4. 1 位置精度の定義 VO の演算に使用した画像を最初に撮影したときのカメラ位置を基準座標の原点とし, 局地水平座標系 L の座標軸を基準座標の座標軸とした. システムが提供するのは, 着桟位置に対する船体の相対位置である. 前章のアルゴリズムによって推定したカメラの軌跡は基準座標の原点に対する船体の相対位置を表す. 基準座標の原点に対する船体の相対位置誤差, つまりカメラの軌跡の誤差を σ_{ship} , VO によって復元した, 着桟位置付近の港湾構造物の 3 次元構造に基づいて設定した着桟位置の設定誤差を σ_{berth} とすると, σ_{ship} と σ_{berth} が無相関であれば, システムが提供する着桟

位置に対する船体の相対位置の誤差 σ_{dist} は,

$$\sigma_{dist}{}^2 = \sigma_{ship}{}^2 + \sigma_{berth}{}^2 \quad (19)$$

の関係で表される. 従って, σ_{dist} を要求精度 10 cm で提供するには, 少なくとも σ_{ship} と σ_{berth} の両者で精度 10 cm を達成する必要がある. 但し, 着桟位置の設定誤差 σ_{berth} は岸壁や桟橋の 3 次元構造の推定精度と, その推定結果に基づく, 着桟位置の設定方法に依存する. 岸壁や桟橋の 3 次元構造の推定精度は, VO の中の BA による特徴点の点群位置の推定精度, つまり, BA の設定パラメータ(BA に用いる特徴点の数, キーフレームの数と間隔, 及び, 更新頻度), 並びに, カメラと構造物の位置関係に依存する. 着桟位置の設定方法については, 例えば, 岸壁や桟橋の復元結果に基づいて, 操船者が手動で基準座標の 3 次元空間上に着桟位置を設定した場合は, 操船者の操作に起因した設定誤差も含まれる. 着桟位置に対する船体の相対位置を高精度に提供するためには, 今後, 岸壁や桟橋とカメラの位置関係から BA の最適なパラメータを設定する手法と, 岸壁や桟橋の復元結果に基づく, 任意の着桟位置を高精度に設定する手法の確立が必要である.

本稿では, 着桟位置の設定誤差 σ_{berth} は評価に含めず, 基準座標の原点に対する船体の相対位置誤差, つまり, カメラの軌跡の誤差に対する, 時系列データの標準偏差 σ_{ship} を求めた. 軌跡の誤差の標準偏差は, 北方向と東方向で二乗和の平方根をとり, 水平距離方向に換算して水平精度を評価した. また, 速度に対しても同様に評価した.

4. 2 海上着桟実験 表 1 で示したセンサ構成の試作機を小型船の船首に設置し, 兵庫県西宮マリーナでオープンスカイ環境における約 90 秒間にわたる小型船の着桟データを収録した. 小型船の軌跡のリファレンスに RTK 測位を用いた. RTK の基準局は着桟位置に設置した. 小型船の船首に試作機を設置した様子, 並びに, Google Earth 上に重畳した, 着桟データの収録開始点(基準座標の原点)から着桟位置までの軌跡を図 3 に示す. 着桟データを収録した時間帯のスカイプロットを図 4 に示す. スカイプロットは Trimble GNSS Planning を用いて表示した.

図3 海上着桟実験(2018/1/23)
左図:試作機を設置した様子,
右図:基準座標の原点から着桟位置までの軌跡.
Fig. 3 Experiment of berthing (January 23th, 2018).
The system prototype installation (Left),
and the trajectory of berthing from reference point (Right).

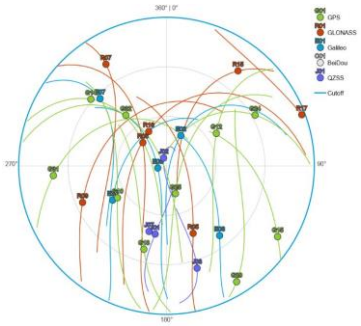


図4 GNSS衛星のスカイプロット(2018/1/23)
Fig. 4 Skyplot of GNSS satellites (January 23th, 2018) .

収録した着桟データを用いて, オフライン解析により, 提案手法と前報告手法によって求めた, それぞれの軌跡の結果を比較した. 基準座標の原点における RTK 測位結果を誤差 0 として, RTK 測位結果に対する約 90 秒続いた全ての軌跡の結果について水平精度を評価した. それぞれの軌跡の水平精度を比較した結果を表 2 に示す. 尚, 搬送波位相を使用した衛星数について, 評価時間の全時間帯, かつ, 4 つの GNSS 受信機の平均値は 12.5 であった.

表2 オープンスカイ環境での軌跡の水平精度比較
Table 2 Comparison of horizontal trajectory in open sky.

	Std. Dev. (m)
Proposed Method	0.040
Previous Method	0.043

表 2 の結果より, 衛星数が十分多い(平均使用衛星数 12.5)とき, 提案手法と前報告手法の結果は, EKF の設定パラメータの違いなどの影響により完全には一致しないものの, 精度差はほとんどないことを確認した.

4. 3 GNSS を用いない測位手法との比較 本節では, 提案手法で得た軌跡(INS+VO+CPP)と, GNSS を用いない測位手法で得た軌跡(INS, VO, 及び, INS+VO)の精度を比較した. VO の演算結果はスケール不定性があり, INS の演算結果は加速度と角速度のバイアス誤差がある. また, 両者とも絶対的な方位(姿勢)は得られない. これら, VO のスケール, INS のバイアス誤差, あるいは, 方位(姿勢)の初期値を得るため, 着桟データ収録開始から30秒間, CPP の演算結果を用いて, それぞれの初期値を推定し, 着桟データ収録開始 30 秒以降の結果を得た. 一つのシナリオから, VO と CPP の EKF 観測更新を停止し, INS の軌跡(INS)を得た. 別のシナリオからは,

VO のスケールの EKF 時間更新と，CPP の EKF 観測更新を停止して，VO の軌跡（VO）を得た．同時に INS と VO の演算結果を融合した軌跡（INS+VO）を得た．さらに，前節の提案手法によって得た軌跡（INS+VO+CPP）の中から，開始 30 秒以降の結果を比較対象として取り出した．取得したそれぞれの軌跡，並びに，着桟データの全時間帯約 90 秒間の RTK 測位結果を図 5 に示す．また，RTK 測位結果を基準にしたときの，それぞれの軌跡の水平誤差の比較を図 6 に示す．さらに，約 60 秒間の全ての軌跡の誤差について水平距離方向に換算した標準偏差と最大水平誤差を求め，それらを水平精度として比較した結果を表 3 に示す．

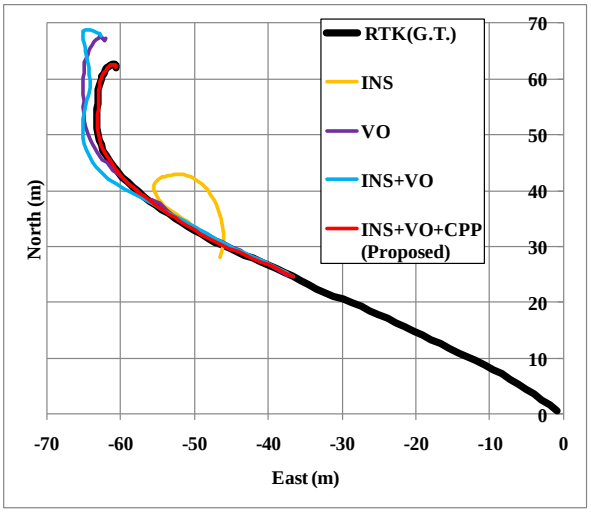


図5 測位方式ごとの軌跡の比較
黒線：RTK（リファレンス），黄色線：INS，紫線：VO，
水色線：INS+VO，赤線：INS+VO+CPP（提案手法）．
Fig. 5 Comparison of horizontal trajectory.
Black: RTK (Ground Truth), Yellow: INS, Purple: VO,
Light Blue: INS+VO, Red: INS+VO+CPP (Proposed Method).

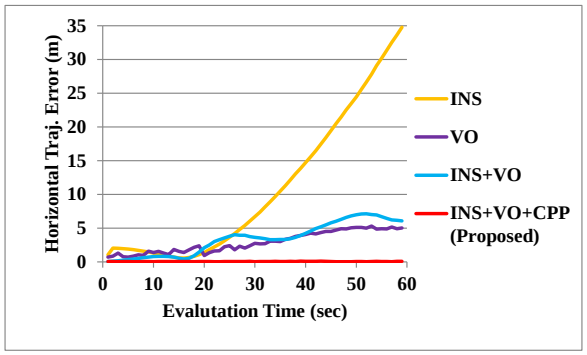
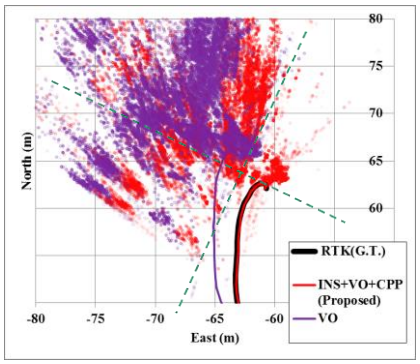


図6 測位方式ごとの軌跡の水平誤差の比較
黄色線：INS，紫線：VO，水色線：INS+VO，
赤線：INS+VO+CPP（提案手法）．
Fig. 6 Comparison of horizontal trajectory error.
Yellow: INS, Purple: VO, Light Blue: INS+VO,
Red: INS+VO+CPP (Proposed Method).

表3 図6の軌跡の水平精度比較
Table 3 Comparison of horizontal trajectory in Fig. 6.

	Std. Dev. (m)	Max. Err. (m)
INS	11.6	34.8
VO	1.64	5.31
INS+VO	2.76	7.13
INS+VO+CPP (Proposed Method)	0.043	0.111

図5の基準である RTK 測位結果，並びに，軌跡（VO）と軌跡（INS+VO+CPP）について，3 次元構造（特徴点の点群）の推定結果と共に水平の基準座標上で比較した結果を図 7 上図に示す．3 次元構造の推定結果は，着桟完了までの直前 20 秒間の累積結果である．また，着桟位置の桟橋形状のリファレンスとして，図 3 右図に示した着桟位置（Stop）の真上からの拡大図を基準座標の方向に合わせて図 7 下図に示し，着桟位置の桟橋の線形状を破線で重畳させている．これと同じ方向の破線を図 7 上図にも桟橋形状の目安として重畳させている．



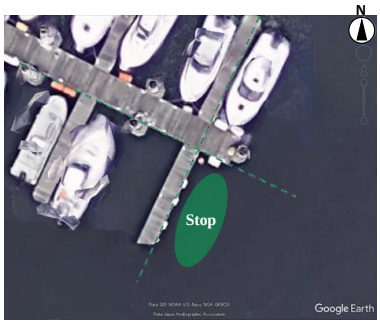


図7 3次元構造推定結果の比較
上図：軌跡と3次元構造推定結果，
黒線：RTK（リファレンス），
赤線：INS+VO+CPP（提案手法），紫線：VO，
下図：図3右図に示した着桟位置の真上からの拡大図，
緑破線：桟橋の線形状を表す補助線．

Fig. 7 Comparison of horizontal trajectory and port structure.
The horizontal trajectory and port structure (Upper),
Black: RTK (Ground Truth),
Red: INS+VO+CPP (Proposed Method), Purple: VO,
the top view of the berthing point in Right of Fig. 3 (Lower),
Dashed green line: Auxiliary line representing the line shape of the pier.

図 5, 図 6, 及び, 表 3 の結果より, 収録した着桟データにおける GNSS を用いないときの 60 秒間の軌跡のドリフト誤差は, INS で約 35 m, VO で約 5 m と, INS は VO に比べ精度劣化が大きいことがわかる. また, たとえ両者を融合(INS+VO)させても, GNSS を用いなければ, 高精度な軌跡は得られないこともわかる. VO にはスケール不定性があり, 原理的に速度を観測できず, INS の軌跡誤差の主要因となる INS 加速度バイアス誤差のドリフトを抑圧しきれない. それに対して, 提案手法(INS+VO+CPP)は, 搬送波位相の時間変化量を用いて INS 加速度バイアス誤差のドリフトを高精度に推定し, 補正することができる.

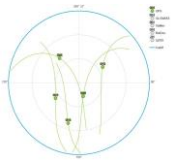
図 7 より, 提案手法(INS+VO+CPP)の 3 次元構造推定結果は, カメラの視線方向に対して誤差が大きい特徴点を含んでいるものの, 累積結果と Google Earth で示した図を桟橋の補助線と共に比較すると, 累積結果は桟橋の形状を概ね復元している様子がわかる. 一方で, VO と提案手法(INS+VO+CPP)の 3 次元構造推定結果を比較すると, 全体として, VO の結果は提案手法(INS+VO+CPP)の結果よりも北西方向に約 5 m オフセットしていることがわかる. この結果は, 図 6, 及び, 表 3 で示した VO の軌跡のドリフト誤差と同程度であることもわかる. 従って, 提案手法(INS+VO+CPP)では, VO のドリフト誤差を補正した 3 次元構造の推定結果が得られたと言える. 桟橋の補助線のように, 着桟位置を高精度に設定するためには, 高精度に推定された良質な特徴点だけで岸壁や桟橋の線形状を復元する必要がある. そのためにも, 4.1 節でも述べたように, 今後, BA の最適化が課題となる.

4. 4 軌跡推定のロバスト性の評価 本節では, 提案手法による軌跡推定のロバスト化の効果について, 速度タイトカップリング化とクロックドリフト推定共通化を切り分けて評価した.

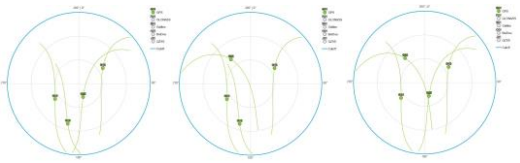
4.4.1 項では, 4 つの受信機で共通の受信衛星を用いて, 衛星数が少ないときの $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ と $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$, 並びに, $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ と $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ の精度を比較し, 速度タイトカップリング化の効果を調べた.

4.4.2 項では, 異なる 4 機の衛星を 4 つの受信機に 1 機ずつ受信させ, $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ を用いて, クロックドリフトを共通で推定したとき($\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ ＋共通推定あり)と, 別々で推定したとき($\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ ＋共通推定なし)の軌跡の精度を比較し, クロックドリフト推定共通化の効果を調べた.

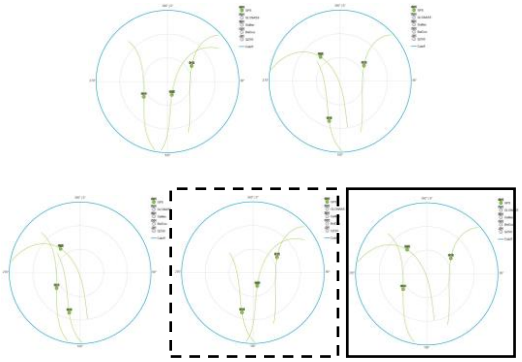
4. 4. 1 速度タイトカップリング化の効果検証 図 4 から, 着桟データの全時間の約 90 秒間, 搬送波位相を継続して追尾した 5 機の GPS 衛星(PRN10, 12, 18, 25, 及び, 32)を選んだ. 5 機の衛星からそれぞれ, 5, 4, 3, 2, 1 機の衛星を選ぶ全ての組み合わせは, それぞれ, 1, 5, 10, 10, 5 通りである. この中から, 速度のタイトカップリング化による精度向上の傾向を把握するため, 3 機を選ぶ組み合わせを中心に, 4, 3, 2 機を選ぶ組み合わせを重点的に調べた. この方針に沿って任意に衛星を選択した組み合わせ(それぞれ 1, 3, 5, 3, 2 通り)と衛星なし(0 機)の 1 通りを評価対象としてシナリオを作成した. それぞれのシナリオのスカイプロットを図 8 に示す.



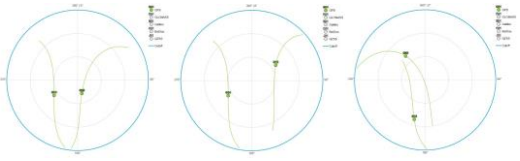
A Constellation of Selected 5 Satellites



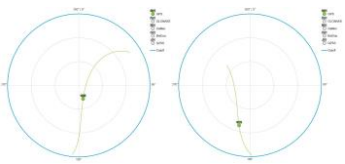
Constellations of Selected 4 Satellites



Constellations of Selected 3 Satellites



Constellations of Selected 2 Satellites



Positions of Selected 1 Satellite

図8 選択したGPS衛星のスカイプロット

実線四角：推定精度が高かったときの3衛星の配置，
破線四角：推定精度が低かったときの3衛星の配置．
Fig. 8 Skyplot of selected GPS satellites.
Solid line square: The most accurate constellation using 3 satellites,
Dashed line square: The most degraded constellation using 3 satellites.

着桟データの収録開始から約 30 秒後に，図 4 から図 8 のシナリオとなるように，衛星の遮蔽をシミュレーションした．尚，提案手法では GNSS 衛星の視線方向ベクトル $\mathbf{h}$ が必要であり，$\mathbf{h}$ は，航法データに含まれる衛星位置と，測位位置 $\mathbf{r}$ から計算する．そのため，システムに用いる GNSS 受信機は，たとえ搬送波位相をほとんど追尾できないときでも $\mathbf{r}$ は得られるような，擬似距離の追尾に対しては高感度な GNSS 受信機を想定した．従って，搬送波位相のみ無効にすることで衛星の遮蔽をシミュレーションした．実際は，衛星の遮蔽によって搬送波位相の数が少なくなるほど，マルチパスの影響が顕著になり，$\mathbf{r}$ の誤差が増大することが予想される．しかしながら，軌跡推定には，メートル精度の $\mathbf{r}$ よりも，センチメートル精度の $\boldsymbol{\eta}$ が支配的であることから，$\mathbf{r}$ のマルチパス誤差の影響は無視した．本節の評価では，オープンスカイ環境で収録した $\mathbf{r}$ と，有効な搬送波位相を用いて計算した $\boldsymbol{\eta}$，及び，$\boldsymbol{\zeta}$ を EKF へ入力した．

衛星の遮蔽をシミュレーションしたシナリオそれぞれの $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ と $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$，並びに，$\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ と $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ について，衛星の遮蔽をシミュレーションした約 60 秒続いた全ての結果について誤差の標準偏差を求め，水平距離方向に換算した．この水平精度について，提案手法と前報告手法を比較した結果を表 4 と図 9，並びに，表 5 と図 10 に示す．ここで，速度のリファレンスには遮蔽なしの $\hat{\mathbf{v}}$（オープンスカイ環境で 1 cm/s 以下の精度）を用いた．

表4 速度の水平精度比較
Table 4 Comparison of horizontal velocity.

Sv						Vel.σ (m/s)	
Cnt	10	12	18	25	32	Previous	Proposed
5	○	○	○	○	○	0.004	0.005
4	○	○	○	○	—	0.009	0.011
4	○	○	○	—	○	0.007	0.008
4	○	○	—	○	○	0.009	0.009
3	○	○	—	○	—	0.199	0.055
3	—	○	○	—	○	0.164	0.021
3	○	—	○	—	○	0.173	0.086
3	—	○	○	○	—	0.199	0.136
3	○	○	—	—	○	0.149	0.013
2	○	—	—	○	—	0.214	0.108
2	○	○	—	—	—	0.160	0.077
2	—	—	○	—	○	0.209	0.142
1	—	—	—	○	—	0.211	0.197
1	—	—	○	—	—	0.181	0.164
0	—	—	—	—	—	0.175	0.157

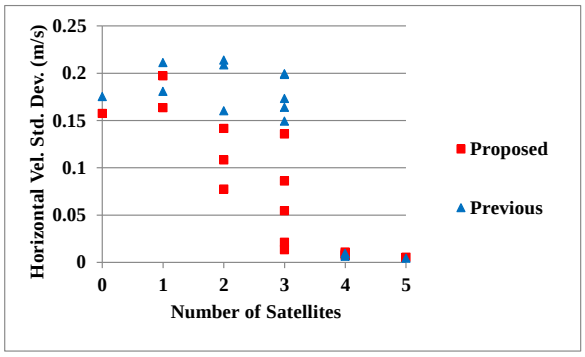


図9 速度の水平精度比較（表4のプロット結果）
赤点：$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$（提案手法），青点：$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$（前報告手法）．
Fig. 9 Comparison of horizontal velocity (Plots of Table 4).
Red: $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ (Proposed Method),
Blue: $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$ (Previous Method).

表5 軌跡の水平精度比較
Table 5 Comparison of horizontal trajectory.

Sv						Traj.σ (m)	
Cnt	10	12	18	25	32	Previous	Proposed
5	○	○	○	○	○	0.039	0.039
4	○	○	○	○	—	0.040	0.060
4	○	○	○	—	○	0.044	0.043
4	○	○	—	○	○	0.050	0.061
3	○	○	—	○	—	1.745	0.694
3	—	○	○	—	○	1.948	0.273
3	○	—	○	—	○	1.523	1.003
3	—	○	○	○	—	2.194	1.933
3	○	○	—	—	○	1.550	0.119
2	○	—	—	○	—	1.708	0.829
2	○	○	—	—	—	1.552	1.107
2	—	—	○	—	○	1.858	0.974
1	—	—	—	○	—	1.964	1.895
1	—	—	○	—	—	1.936	1.897
0	—	—	—	—	—	1.807	1.679

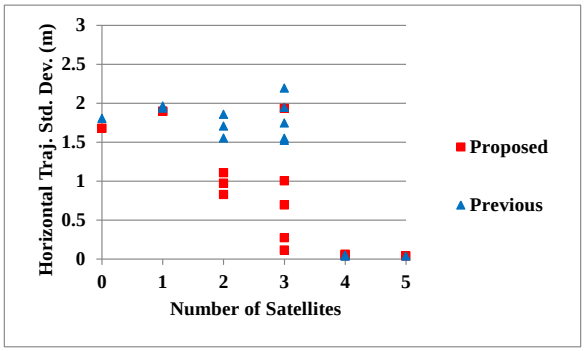


図10 軌跡の水平精度比較（表5のプロット結果）
赤点：$\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$（提案手法），青点：$\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$（前報告手法）．
Fig. 10 Comparison of horizontal trajectory (Plots of Table 5).
Red: $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ (Proposed Method),
Blue: $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ (Previous Method).

衛星遮蔽のシミュレーションでは，搬送波位相を無効にしているため，提案手法と前報告手法の両者に用いた INS 姿勢

$\hat{\mathbf{e}}$ [9]も影響を受ける．参考のため，衛星数が十分に多い（平均使用衛星数 12.5）ときに対して，衛星数が少ないときの方位精度の劣化度合いを評価した．ここで，3 軸の INS 姿勢（Roll, Pitch, 及び, 方位）の内の 2 軸（Roll, 及び, Pitch）は，重力加速度に依存するため，たとえ衛星が減少したとしても精度劣化の影響は小さく，最も衛星数減少の影響を受ける方位を評価した．図 8 のシナリオを用いて，衛星を遮蔽した約 60 秒間の全ての結果について方位誤差の標準偏差を求めた．方位精度について，提案手法と前報告手法を比較した結果を表 6 と図 11 に示す．ここで，方位のリファレンスとして遮蔽なしの INS 方位 $\hat{\mathbf{e}}$（オープンスカイ環境の動的精度 0.5 deg 以下）を用いた．

表6 方位の精度比較

Table 6 Comparison of orientation.

Sv						Oriantationσ (deg)	
Cnt	10	12	18	25	32	Previous	Proposed
5	○	○	○	○	○	0.053	0.075
4	○	○	○	○	—	0.081	0.108
4	○	○	○	—	○	0.096	0.102
4	○	○	—	○	○	0.117	0.161
3	○	○	—	○	—	0.197	0.199
3	—	○	○	—	○	0.095	0.094
3	○	—	○	—	○	0.095	0.104
3	—	○	○	○	—	0.103	0.113
3	○	○	—	—	○	0.181	0.184
2	○	—	—	○	—	0.148	0.217
2	○	○	—	—	—	0.189	0.214
2	—	—	○	—	○	0.179	0.125
1	—	—	—	○	—	0.128	0.164
1	—	—	○	—	—	0.227	0.151
0	—	—	—	—	—	0.166	0.180

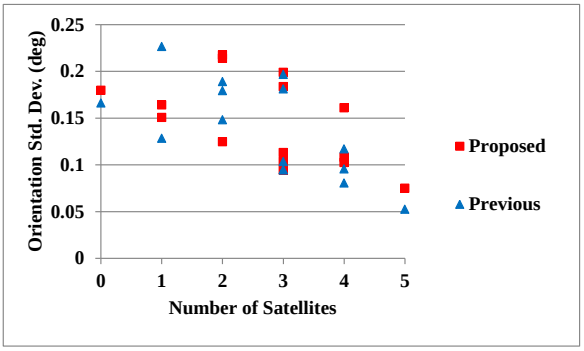


図11 方位の精度比較（表6のプロット結果）
赤点: $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ の推定に用いた $\hat{\mathbf{e}}$（提案手法），
青点: $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ の推定に用いた $\hat{\mathbf{e}}$（前報告手法）．
Fig. 11 Comparison of orientation (Plots of Table 6).
Red: $\hat{\mathbf{e}}$ for calculating $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{TC}}$ (Proposed Method),
Blue: $\hat{\mathbf{e}}$ for calculating $\hat{\mathbf{d}}_{\mathrm{LC}}$ (Previous Method).

表 6 と図 11 の結果より，衛星数が少なくなるほど方位精度が劣化し，その劣化度合いは提案手法と前報告手法でほとんど変わらないことがわかる．全衛星を遮蔽した（衛星数 0）ときは原理的には INS 方位はドリフトし続けるが，遮蔽時間が約 60 秒間と短かったため，方位の精度劣化は小さかった（衛星数が十分に多いときに対する 60 秒後の方位のドリフト誤差は 1 deg 以下）．

表 4 と図 9，並びに，表 5 と図 10 の結果より，前報告手法である $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{LC}}$ を用いた場合は，搬送波を受信できる衛星が 4 機未満では GNSS 速度が計算できず，全衛星を遮蔽した（衛星数 0）ときと同程度の精度に劣化する．それに対して，提案手法である $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$ を用いた場合は，搬送波を受信できる衛星が 3 衛星，あるいは 2 衛星のときも，全衛星を遮蔽したときよりも高精度な傾向にある．その中でも，特に 3 衛星のときは，衛星配置によって推定精度が大きく異なっていることがわかる．選択した 3 衛星を使用したときの衛星配置の中で，高精度だったときの衛星配置を図 5 に実線四角で囲い，低精度だったときの衛星配置を図 5 に破線四角で囲った．3 衛星が偏りなく配置されているときは高精度であること，スカイプロットが直線的な配置のときは精度が劣化すること，つまり，衛星配置の影響が大きいことがわかった．一方で，1 衛星のときは前報告手法と同様，衛星数 0 と同程度に精度劣化し，この結果は，前節の GNSS なしでは高精度は得られないことに起因すると考えられる．これは，クロックドリフトと共に速度を推定するとき，速度精度を向上させるには少なくとも異なる 2 衛星が必要で，たとえ同一の 1 衛星を 4 つの GNSS 受信機で重複して使用しても，速度推定において観測量が増加する効果はほとんど得られないことがわかった．

これらの結果は，式(12)で示した観測方程式において，推定する INS 速度誤差 $\mathbf{x}_v$ に掛かる式(14)で示した観測行列 $\mathbf{H}_{\eta v}$ が衛星の視線方向ベクトル $\mathbf{h}$ に依ることに起因する．着桟支援システムでは，衛星数が少なくなった時に位置精度劣化が発生する懸念がある場合は，操船者へ知らせる必要があるため，衛星配置に由来する精度指標の導出が課題となる．

4．4．2 クロックドリフト推定共通化の効果検証 前節では，4 つの GNSS 受信機全てが共通の衛星を受信する場合をシミュレーションした．GNSS 受信環境によっては，GNSS 受信機ごとで GNSS 衛星を追尾するタイミングの違いや，GNSS アンテナの空間ダイバーシティにより，複数の GNSS 受信機で完全に同一衛星の搬送波を追尾しない場合がある．それらを考慮し，以下のシミュレーションによって，4 つの GNSS 受信機のクロックドリフトを 1 つの状態量として共通化して推定した効果を確認した．

図 8 のシナリオの中から，4 衛星（PRN12, 18, 25, 及び, 32）のシナリオを任意に選び，これら 4 機の衛星を 4 つの GNSS 受信機に 1 機ずつ受信させるシナリオに変更した．このシナリオを表す模式図を図 12 に示す．尚，表 6 と図 11 の結果より，たとえ衛星がなくても，60 秒間は方位精度を維持できることを確認している．この結果を利用し，本項では，クロックドリフト推定共通化によるロバスト化の効果を明確にするため，方位推定のための EKF 観測更新に必要な，GNSS 受信機間で共通の受信衛星を用いずに評価した．

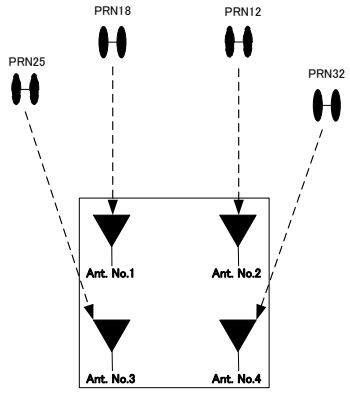


図12 GNSSアンテナが受信できている衛星を表す模式図
Fig. 12 Example of the visibility by the each GNSS antennas.

図12のシナリオを用いて，クロックドリフトを共通に推定したとき（$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定あり）と，別々に推定したとき（$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定なし）の軌跡について，RTK 測位結果を基準にして水平誤差を比較した結果を図13に示す．さらに，約60秒続いた全ての軌跡の誤差について水平距離方向に換算した標準偏差と最大水平誤差を求め，それらを比較した結果を表7に示す．

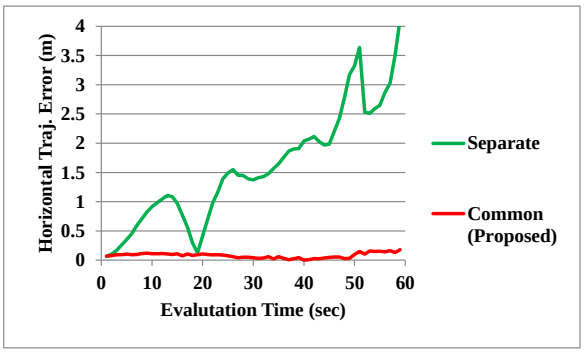


図13 4つのGNSS受信機にそれぞれ異なる1機の
衛星を用いたときの軌跡の水平誤差の比較
緑線：$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定なし，
赤線：$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定あり（提案手法）．
Fig. 13 Comparison of horizontal trajectory error
in the simulation that blocked the satellites.
Green: Separate estimation using $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$,
Red: Common estimation using $\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$. (Proposed Method).

表7 図13の軌跡の水平精度比較
Table 7 Comparison of horizontal trajectory in Fig. 13.

	Std. Dev. (m)	Max. Err. (m)
Separate	1.44	4.11
Common (Proposed Method)	0.063	0.180

図13と表7の結果より，$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定なしは$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定あり（提案手法）に比べ，軌跡の精度劣化が大きいことがわかる．$\hat{\mathbf{v}}_{\mathrm{TC}}$＋共通推定なしの場合，3 軸の速度を推定するには4 つの GNSS 受信機のクロックドリフトと合わせて7 つの未知パラメータを解く必要がある．図12のような4 つの搬送波位相しか得られないシナリオでは可観測性を満たせず，軌跡の精度が劣化したと考えられる．それに対して，提案手法では4つのクロックドリフトを1つの未知パラメータとして扱う．従って，3軸の速度の推定には4つの未知パラメータを解けば良く，図12のような4つの搬送波位相しか得られないシナリオであっても，高精度な軌跡を維持できたと考えられる．

この結果から，可視衛星数が少ない環境の中で，複数の GNSS 受信機が共通の衛星の搬送波を追尾できず，異なる衛星の搬送波が追尾できている場合，提案手法の優位性が発揮されると期待できる．

5. むすび

船舶の着桟用途を想定したロバストな高精度測位技術を構築した．このロバストな高精度測位技術とは，具体的には，GNSS 衛星単位の搬送波位相の時空間変化量と6 軸 IMU をタイトカップリングして推定した軌跡と，視覚オドメトリによって推定した軌跡を融合した新しいオドメトリ技術である．

本稿では，タイトカップリング導入に伴い，4 つの GNSS 受信機のクロックドリフト推定を共通化した提案手法の優位性について述べた．提案手法によって，約 10 cm の高精度な軌跡精度を維持するための衛星数の条件が緩和できたことを確認した．今後，実際に多数の衛星が遮蔽された環境で提案手法の性能を評価する．さらに，着桟支援システム実現に向け，精度指標導出と共に，バンドル調整の最適なパラメータを設定する手法と，任意の着桟位置を高精度に設定する手法を確立する．加えて，画像処理の耐環境性向上，あるいは，他のセンサとの融合技術も検討し，悪天候でも使えるシステムの構築を目指す．

謝辞 本研究の一部は，造船学術研究推進機構（REDAS）からの助成を受けたものである．

（2019 年 3 月 25 日受付，2019 年 5 月 13 日再受付）

文 献

[1] 日本造船研究協会：2.2 章 自動離着桟システム，高度自動化運航システムの研究開発総合報告書，1989.3.

[2] D. Nister, O. Naroditsky, and J. Bergen, “Visual Odometry,” Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 2004), Vol. 1, pp. 652-659. 2004.

[3] T. Taketomi, H. Uchiyama, and S. Ikeda, “Visual-SLAM Algorithms: a Survey from 2010 to 2016,” IPSJ Transactions on Computer Vision and Applications, 2017.

[4] H. Nakamura, T. Sonobe, H. Toda, N. Fujisawa, T. Taketomi, A. Plopski, C. Sandor, and H. Kato, “Fusion of VSLAM/GNSS/INS for Augmented Reality Navigation in Ports,” Proceedings of the 31st International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018), pp. 1765-1775, 2018.

[5] G. Nützi, S. Weiss, D. Scaramuzza, and R. Siegwart, “Fusion of IMU and Vision for Absolute Scale Estimation in Monocular SLAM,” Journal of Intelligent & Robotic Systems, Vol. 61, Issue 1-4, pp. 287-299, 2011.

[6] A. Soloviev, and D. Venable, “Integration of GPS and Vision Measurements for Navigation in GPS-Challenged Environments,” Proceedings of IEEE/ION PLANS 2010, pp. 826-833, 2010.

[7] R. Hirokawa, and T. Ebinuma, “A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas,” NAVIGATION, Journal of The Institute of Navigation, Vol. 56, Issue 1, pp. 35-44, 2009.

[8] T. Suzuki, Y. Takahashi, and Y. Amano, “Precise UAV Position and Attitude Estimation by Multiple GNSS Receivers for 3D Mapping,” Proceedings of the 29th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2016), pp. 1455-1464, 2016.

[9] H. Nakamura, H. Toda, N. Fujisawa, and T. Kashiwa, “Robust Attitude Determination Using GNSS Multi Baseline Carrier Phase and IMU Sensor Fusion,” Proceedings of the 30th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2017), pp. 3102-3110, 2017.

[10] G. Klein, and D. Murray, “Parallel Tracking and Mapping for Small AR Workspaces,” IEEE and ACM International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR 2007), pp. 1-10, 2007.

[11] H. Uchiyama, T. Taketomi, S. Ikeda, and J. P. S. do Monte Lima, “Abecedary Tracking and Mapping: a Toolkit for Tracking Competitions,” IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR 2015), pp. 198-199, 2015.

[12] H. Strasdat, J. M. M. Montiel, and A. J. Davison, “Visual SLAM: Why Filter?,” Image and Vision Computing, Vol. 30, Issue 2, pp. 65-77, 2012.

[13] 張替正敏，辻井利昭，村田正秋，新宮博公，“搬送波位相 DGPS/INS 複合航法アルゴリズムの開発,” 航空宇宙技術研究所報告 1416 号 (NAL TR-1416), 2000.

著者紹介

中村 拓（正員） 平 20 大阪大学大学院博士前期課程了．同年古野電気(株)入社．現在，奈良先端科学技術大学院大学博士後期課程在学中．主として衛星航法，慣性航法，及び，視覚航法の複合航法，並びに，拡張現実感を応用した航法システムの研究開発に従事．ION 会員．

園部 達也（非正員） 平 28 京都大学大学院博士前期課程了．同年古野電気(株)入社．主として衛星航法，慣性航法の複合航法に関する研究開発に従事．

戸田 裕行（非正員） 平 10 大阪大学大学院博士前期課程了．同年古野電気(株)入社．主として衛星航法，慣性航法，及び，搬送波位相高精度測位に関する研究開発に従事．

藤澤 奈緒美（正員） 平 11 岡山大学大学院博士前期課程了．同年古野電気(株)入社．主として衛星測位技術，衛星航法，慣性航法に関する研究に従事．

武富 貴史（非正員） 平 23 奈良先端科学技術大学院大学博士後期課程了．平 25-26 フィンランドオウル大学客員研究員．現在，奈良先端科学技術大学院大学先端科学技術研究科客員准教授．主としてコンピュータビジョン，拡張現実感の研究に従事．

Alexander Plopski（非正員） 平 24 ドイツミュンヘン工科大学博士前期課程了．平 28 大阪大学大学院博士後期課程了．現在，奈良先端科学技術大学院大学先端科学技術研究科助教．主としてコンピュータビジョン，拡張現実感，複合現実感，及び，仮想現実感の研究に従事．

Christian Sandor（非正員） 平 17 ドイツミュンヘン工科大学博士後期課程了．平 26-30 奈良先端科学技術大学院大学先端科学技術研究科准教授．現在，香港城市大学クリエイティブメディア学部准教授．主として拡張現実感の研究に従事．

加藤 博一（非正員） 昭 61 大阪大学基礎工学部制御工学科卒．昭 63 同大大学院博士前期課程了．平 1 同大学基礎工学部助手．平 8 講師．平 10 ワシントン大学客員研究員．平 11 広島市立大学情報科学部助教授．平 15 大阪大学大学院基礎工学研究科助教授．平 19-現在，奈良先端科学技術大学院大学先端科学技術研究科教授．主として拡張現実感，ヒューマンインタフェースの教育研究に従事．ヒューマンインタフェース学会，日本バーチャルリアリティ学会，電子情報通信学会，情報処理学会，ACM，IEEE 等各会員．博士（工学）．