

①2

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 10.06.94.

③0 Priorité : 10.06.93 IL 105982.

④3 Date de la mise à disposition du public de la  
demande : 27.01.95 Bulletin 95/04.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche préliminaire : *Ce dernier n'a pas été  
établi à la date de publication de la demande.*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : Société dite: ISRAEL AIRCRAFT  
INDUSTRIES LTD. — IL.

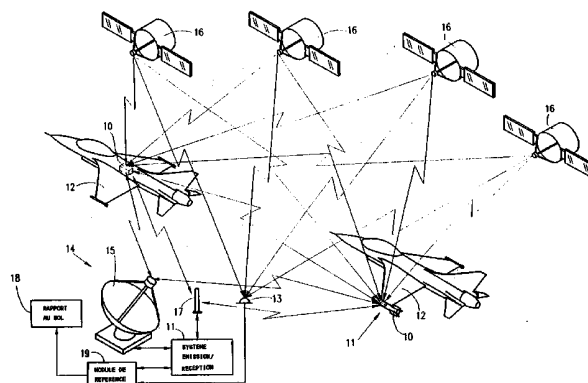
⑦2 Inventeur(s) : Ben-Yair Igal, Berger Haim et  
Perelmuter Oleg.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire : Bouju Derambure (Bugnion) S.A.

⑤4 Système de contrôle de combat aérien et méthodes et appareils destinés à sa mise en œuvre.

⑤7 Un système de contrôle de combat aérien comprenant  
une pluralité de récepteurs GPS, montables sur une plu-  
ralité correspondante d'aéronefs, une unité de contrôle avio-  
nique pour contrôler les systèmes avioniques de la pluralité  
d'aéronefs, une mémoire pour stocker les informations en  
provenance des récepteurs GPS indiquant la position de la  
pluralité d'aéronefs et les informations en provenance de  
l'unité de contrôle avionique de manière à fournir une indi-  
cation de sortie analysable de la performance de la plu-  
ralité d'aéronefs, et un propagateur d'informations pour com-  
muniquer lesdites informations à ladite pluralité d'aéronefs.



La présente invention concerne des systèmes de contrôle de combat aérien et de manière générale, des systèmes d'information en situation opérationnelle.

Parmi les systèmes de contrôle de combat aérien  
5 classiques figure le système Cubic ACMI commercialisé par Cubic Interstate.

Des systèmes d'information de situation sont connus, comme le système JTID mis au point par l'US Air Force.

10 La présente invention cherche à fournir une amélioration des systèmes de contrôle des combats aériens. Le système est de préférence sans limitation de rayon d'action et n'a pas de limites géographiques. Le système n'implique pas une utilisation limitée à une  
15 zone, ni une zone constante, mais peut être utilisé plutôt substantiellement en toutes zones, y compris au-dessus de la mer.

Le système procure de préférence un compte-rendu d'informations air/air ou air/sol, même à basse  
20 altitude, de préférence en temps réel, c'est-à-dire pendant un vol, et en différé, par la reconstitution d'un vol réalisé.

De préférence, le système s'applique au contrôle d'une pluralité de types de combats aériens sans  
25 nécessiter de modification substantielle, ni des éléments informatiques, ni des logiciels de l'aéronef. Le système comprend de préférence un petit élément de rattrapage qui contrôle l'aéronef. L'élément de rattrapage peut, par exemple, être intégralement  
30 installé dans un aéronef comme un sous-système avionique complémentaire ou être fourni comme un fuseau placé sous l'aile de l'aéronef.

Il est fourni, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de contrôle de

combat aérien comprenant une pluralité de récepteurs GPS, montables sur une pluralité correspondante d'aéronefs, une unité de contrôle avionique pour le contrôle des systèmes avioniques de la pluralité des aéronefs, une mémoire pour le stockage des informations en provenance des récepteurs GPS indiquant la position de la pluralité des aéronefs et des informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir en sortie une indication analysable de la pluralité des aéronefs, et un propagateur d'information pour transmettre les informations à la pluralité des aéronefs.

En outre, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le propagateur d'information est opérationnel pour assurer que toutes les informations concernant la pluralité des aéronefs sont stockées.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, la mémoire peut être montée sur l'aéronef et le propagateur d'information est opérationnel pour assurer que toutes les informations concernant la pluralité des aéronefs sont stockées dans un emplacement montable sur chaque aéronef.

De plus, toujours selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, la mémoire est basée au sol et le propagateur d'information est opérationnel pour assurer que toutes les informations concernant la pluralité des aéronefs sont stockées dans un emplacement montable sur chaque aéronef.

Selon également un mode de réalisation préféré de la présente invention, le système comprend un intégrateur d'information pour intégrer les informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de la pluralité des aéronefs, et les informations en provenance de l'unité de contrôle

avionique de manière à fournir en sortie une indication de la performance de la pluralité des aéronefs.

En outre, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, l'intégrateur d'information est  
5 montable sur les aéronefs.

Il est également fourni, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de contrôle de combat aérien comprenant un récepteur GPS, montable sur aéronef, une unité de  
10 contrôle avionique pour contrôler les systèmes avioniques des aéronefs, une mémoire pour stocker les informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de l'aéronef, et des informations en provenance de l'unité de contrôle avionique, et un  
15 intégrateur d'information, montable sur aéronef, pour intégrer les informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de l'aéronef, et des informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir en sortie une indication  
20 de sortie analysable des performances de la pluralité des aéronefs dans un contexte de simulation de combat.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, l'intégrateur d'information est opérationnel pour intégrer des informations concernant  
25 la proximité des aéronefs par rapport à un aéronef donné.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, l'intégrateur d'information est opérationnel pour fournir un signal d'avertissement de  
30 collision imminente en milieu aérien.

En outre, toujours selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le système comprend un simulateur de performance des armes embarquées.

Egalement selon un mode de réalisation préféré de

la présente invention, le système comprend un indicateur de performance des armes pour fournir à un opérateur de l'aéronef une indication en sortie des performances des armes tirées par lui.

5        Selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le système comprend également une unité d'évaluation de lancement d'armes embarquées pour calculer la position d'une croix de pointage (CCIP) par rapport à au moins une cible au sol, au moment auquel  
10        une arme a été lancée.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le système comprend un indicateur de signaux d'alerte pour donner des signaux d'alerte à un opérateur aérien.

15        De plus, toujours selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, les signaux d'alerte comprennent au moins l'un des signaux suivants, départ imminent d'une zone de vol sûr prédéterminée, collision imminente avec le terrain, et entrée imminente dans un  
20        espace aérien prohibé.

       Selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, il est également fourni un système d'information de situation comprenant une pluralité de récepteurs GPS, montables sur une pluralité  
25        correspondante d'aéronefs, une unité de contrôle de systèmes avioniques pour contrôler les systèmes avioniques de la pluralité des aéronefs, et un intégrateur d'information montable sur chaque aéronef pour intégrer les informations en provenance des  
30        récepteurs GPS indiquant la position de la pluralité des aéronefs et les informations en provenance de l'unité de contrôle avionique, indiquant les paramètres de fonctionnement de la pluralité des aéronefs de manière à fournir, au pilote d'un aéronef, en sortie et

en temps réel, une indication de la position de la pluralité des aéronefs.

De même, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, les signaux GPS sont utilisés pour  
5 la synchronisation des dispositifs montés sur les aéronefs sur une pluralité d'aéronefs.

En outre, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, une division du temps en multiplex est utilisée pour communiquer entre une  
10 pluarlité d'aéronefs.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, une pluralité de récepteurs GPS montés sur une pluralité correspondante d'aéronefs sont opérationnels pour déterminer les positions relatives  
15 d'une pluralité d'aéronefs avec une plus grande précision que celle fournie par les émissions GPS reçues par ce moyen.

Il est de plus proposé, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, un  
20 dispositif destiné à calculer la position relative d'un aéronef autonome par rapport à un autre aéronef, le dispositif comprenant une unité de synchronisation opérationnelle pour synchroniser des périodes de temps entre l'aéronef autonome et les autres aéronefs, un  
25 émetteur opérationnel pour transmettre les données autonomes de navigation aux autres aéronefs, une fois par période de temps individuelle, des données de navigation autonome concernant le commencement d'une période de temps individuelle, un récepteur  
30 opérationnel pour recevoir des données de la navigation en provenance des autres aéronefs une fois pendant chaque période de temps individuelle, les données de navigation des autres aéronefs concernant le commencement de la période de temps individuelle, et

une unité de calcul de position relative opérationnelle pour comparer les données de navigation des autres aéronefs en ce qui concerne le commencement de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le commencement de chaque période de temps individuelle .

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le simulateur de performance des armes embarquées comprend un simulateur de performance des armes air/air.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le simulateur de performance des armes embarquées comprend un simulateur de performance des armes air/sol.

Il est également fourni, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention une méthode de calcul de la position relative d'un aéronef autonome par rapport aux autres aéronefs, la méthode comprenant des phases de synchronisation de périodes de temps entre l'aéronef autonome et les autres aéronefs, transmettant des données de navigation autonome aux autres aéronefs une fois pendant chaque période de temps individuelle, les données de navigation individuelle concernant le commencement de la période de temps individuelle, et recevant des données de navigation en provenance des autres aéronefs, une fois par période de temps individuelle, les données en provenance des autres aéronefs concernant le commencement de chaque période de temps individuelle, et comparant les données de navigation reçues des autres aéronefs concernant le commencement de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le commencement de la période de temps individuelle.

Il est également proposé, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de contrôle de combat aérien monté sur un aéronef et comprenant une unité d'entrée opérationnelle  
5 pour stocker des informations de pré-mission concernant la topographie du terrain, et une unité d'alerte de collision sur le terrain opérationnelle pour recevoir des informations concernant l'état avionique de l'aéronef et générer une alerte de collision imminente  
10 de l'aéronef sur le terrain.

Il est également proposé, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de contrôle de combat aérien monté sur un aéronef et comprenant une unité d'entrée opérationnelle  
15 pour recevoir des informations concernant l'état avionique de l'aéronef et d'autres aéronefs dans son environnement, et une unité d'alerte de collision d'aéronefs opérationnelle pour générer une alerte de collision imminente de l'aéronef avec un autre aéronef.

Selon également un mode de réalisation préféré de la présente invention, il est proposé un système d'information sur la situation à bord monté sur un aéronef individuel comprenant une unité de données de position de l'aéronef pour recevoir des données de  
20 position de l'aéronef directement en provenance des aéronefs individuels parmi la pluralité des aéronefs et pour émettre des données de position de l'aéronef directement en provenance des aéronefs individuels  
25 parmi la pluralité des aéronefs, une unité d'information de la situation à bord opérationnelle  
30 fournit une indication des positions de l'aéronef individuel et des positions des autres aéronefs.

De plus, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, l'unité de données de position



d'aéronef est opérationnelle pour recevoir des données de position d'aéronefs concernant une pluralité d'aéronefs dans une bande de communication de l'aéronef individuel.

5 Il est également fourni, selon une réalisation préférentielle de la présente invention, un dispositif de navigation GPS comprenant une unité GPS différentielle opérationnelle pour recevoir en continu des corrections de pseudo-bande en provenance d'une  
10 station au sol, et les utiliser pour améliorer la précision des données de position de l'aéronef.

Il est également fourni, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de chargement d'information d'aéronef de combat  
15 comprenant une mémoire montable et déposable qui est configurée et conçue pour recevoir des informations concernant les conditions de vol dans une unité basée au sol et par conséquent à monter dans un aéronef.

Il est également fourni, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de chargement d'information d'aéronef de combat  
20 comprenant une mémoire de données avioniques électroniques montable et déposable, opérationnelle pour enregistrer les données avioniques électroniques, et une interface aéronef/mémoire embarquée qui est  
25 opérationnelle pour transférer les données avioniques électroniques d'un aéronef à la mémoire de données avioniques lorsque la mémoire est montée sur l'aéronef.

Il est également proposé, selon encore un autre  
30 mode de réalisation préféré de la présente invention, un système de contrôle de combat aérien comprenant les phases consistant à fournir une pluralité de récepteurs GPS, montables sur une pluralité correspondante d'aéronefs, contrôlant les systèmes avioniques de la

pluralité des aéronefs, stockant des informations en provenance des récepteurs GPS indiquant la position de la pluralité des aéronefs et des informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière  
5 à fournir en sortie une indication analysable de la pluralité des aéronefs, et transmettant les informations à la pluralité des aéronefs.

Il est également proposé, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, un  
10 système de contrôle de combat aérien comprenant les phases consistant à fournir un récepteur GPS, monté sur un aéronef, contrôlant les systèmes avioniques de l'aéronef, stockant les informations reçues des récepteurs GPS, indiquant la position de l'aéronef, et  
15 l'information reçue du système avionique de l'aéronef, et intégrant l'information reçue des récepteurs GPS, et l'information reçue de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir en sortie une indication analysable de la performance de la pluralité des aéronefs dans un  
20 contexte de combat simulé.

Il est également proposé, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, une méthode pour calculer la position relative d'un aéronef autonome par rapport à un autre aéronef, la méthode  
25 comprenant les phases de synchronisation de périodes de temps entre l'aéronef autonome et l'autre aéronef, transmettant des données de navigation autonome à l'autre aéronef une fois pendant chaque période de temps individuelle, les données de navigation  
30 individuelle concernant le commencement de la période de temps individuelle, recevant des données de navigation en provenance de l'autre aéronef, une fois pendant chaque période de temps individuelle, les données en provenance de l'autre aéronef concernant le

commencement de chaque période de temps individuelle, et comparant les données de navigation reçues de l'autre aéronef concernant le commencement de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le commencement de la période de temps individuelle.

Il est également proposé, selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, une méthode de contrôle de combat aérien, opérationnelle sur un aéronef et comprenant les phases de réception d'informations concernant l'état avionique de l'aéronef et d'autres aéronefs dans son environnement, et générant une alerte de collision imminente de l'aéronef avec un autre aéronef.

Il est également fourni, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, une méthode de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant les phases consistant à fournir une mémoire montable et déposable qui est configurée et conçue pour recevoir des informations concernant les conditions de vol dans une unité basée au sol et par conséquent à monter dans un aéronef.

Il est de plus proposé, selon un autre mode de réalisation préféré de la présente invention, une méthode de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant les phases consistant à fournir une mémoire de données avioniques électroniques montable et déposable opérationnelle pour enregistrer les données avioniques électroniques, et transférant les données avioniques électroniques d'un aéronef à la mémoire de données avioniques lorsque la mémoire est montée sur l'aéronef.

La présente invention sera comprise et appréciée à partir de la description détaillée ci-après, en

coordination avec les schémas et annexes dans lesquels:

La figure 1 est une illustration d'un système de contrôle de combat aérien conçu et opérationnel selon une réalisation préférentielle de la présente invention.

La figure 2 est un diagramme simplifié d'un module de commande et de contrôle embarqué faisant partie du système de contrôle de combat aérien de la figure 1; et

La figure 3 est un diagramme de fonction simplifié d'un module processeur principal faisant partie du module de commande et de contrôle embarqué de la figure 2.

L'annexe A est une liste informatique d'un programme informatique opérationnel, par exemple, sur un processeur Intel 80846 qui réalise plusieurs des fonctions des unités 23 et 26 présentées et décrites dans ce document. Il est à noter que l'exécution particulière réalisée dans l'annexe A est un simple exemple des exécutions possibles des unités 23 et 26; et

L'annexe B est une description détaillée d'une exécution informatique des unités 24, 26, 30, 32, 33.

Il est maintenant fait référence à la figure 1 qui montre un système de contrôle de combat aérien conçu et opérationnel selon une réalisation préférentielle de la présente invention. Le système de contrôle de combat aérien comprend de préférence une pluralité de modules de commande et de contrôle embarqués, l'un d'entre eux est monté sur chacun de la pluralité des aéronefs 12. Ce montage peut s'effectuer sous la forme d'un fuseau 11 qui est monté sur l'aile d'un aéronef. Alternativement, le module 10 peut être placé à l'intérieur de l'aéronef. Les modules 10 sur les aéronefs respectifs 12 sont en communication les uns

avec les autres et, en option, avec un système au sol. Le système optionnel au sol comprend typiquement les éléments suivants :

- a. un système d'émission/réception 11;
- 5 b. une antenne GPS 13
- c. une ou plusieurs antennes au sol 14  
opérationnellement associées au système 13  
d'émission/réception. De préférence, les antennes au  
sol 14 comprennent une antenne directionnelle 15 et une  
10 antenne multidirectionnelle 17;
- d. un module de référence 19 opérationnellement  
associé à l'antenne GPS 13 et, de préférence, à une  
station de rapport 18. Le module de référence 19  
comprend les unités suivantes, décrites en détail ci-  
15 dessous en se référant à la figure 2 : récepteur GPS  
20; un module processeur principal 23; un synthétiseur  
vocal 33.

L'antenne au sol 14 est opérationnelle pour recevoir les informations concernant un vol de manière  
20 à procurer une présentation en temps réel du vol par  
une station au sol 18 associée à l'antenne 14.

Selon une réalisation préférentielle de la présente invention, chacun des modules embarqués 10 comprend un récepteur GPS (système de positionnement global) qui  
25 reçoit les signaux de navigation en provenance d'un ou  
plusieurs satellites GPS 16.

De préférence, au moins une station de rapport au sol portable 18, est fournie. La station de rapport au sol portable 18 reçoit les données de l'antenne 14, si  
30 une présentation en temps réel d'un vol est souhaitée,  
et/ou des unités de stockage de données déposables qui peuvent être montées dans le module embarqué de chaque aéronef, comme expliqué en détails ci-dessous, s'il est souhaité de fournir un rapport d'après vol comprenant

une lecture d'un vol en différé.

Le dispositif de la figure 1 comprend également de préférence un module de référence 19 monté en surface en communication avec l'antenne 14 qui est  
5 opérationnelle pour fournir une navigation GPS différentielle au moyen d'une référence au sol.

Si le module de référence 19 au sol n'est pas fourni, l'un des modules 10 embarqués sélectionné peut servir de référence embarquée. Dans ce texte, cette option est  
10 également appelée navigation "GPS relative" parce que la navigation s'effectue par rapport à une référence relative, c'est-à-dire un module embarqué. De préférence, le module embarqué sélectionné, également appelé dans le texte module "maître", n'est pas un  
15 unique module embarqué. Au contraire, différents modules embarqués fonctionnent comme les modules "maîtres" embarqués à différents moments, pour la mise au repos des modules embarqués, suivant l'utilité des données avioniques et de navigation à chaque module  
20 embarqué. Spécifiquement, chaque module embarqué est de préférence opérationnel pour évaluer sa propre capacité à fournir des données de navigation utiles, de préférence sur la base de l'un ou plusieurs des critères suivants :

- 25 a. centralité de la position de l'aéronef par rapport aux autres aéronefs;
- b. centralité de la position de l'aéronef par rapport à une pluralité de satellites GPS générant lesdits signaux GPS; et
- 30 c. capacité de fonctionnement du système de navigation de l'aéronef sur lequel le module embarqué est monté.

Chaque module embarqué transmet l'évaluation de sa propre capacité à fournir des données de navigation

utiles aux autres modules embarqués et reçoit des autres modules embarqués les évaluations respectives de leurs propres capacités à fournir des données de navigation utiles aux autres modules embarqués. De  
5 manière typique, chaque module embarqué cesse de servir de maître s'il reçoit une évaluation supérieure à la sienne d'au moins un autre module embarqué.

La référence, c'est-à-dire le module de référence au sol 19 ou un module "maître" embarqué, est  
10 opérationnelle pour corriger les imprécisions des signaux reçus des satellites GPS 16.

Il est maintenant fait référence à la figure 2 qui montre de manière générale, la structure du module embarqué 10. Comme indiqué sur la figure 2, le module  
15 comprend un récepteur GPS 20 qui est relié à une antenne GPS 22. Le récepteur GPS 20 et l'antenne GPS 22 sont opérationnels pour recevoir des signaux de navigation GPS en provenance des satellites 16 de la figure 1 et des signaux de correction en provenance  
20 d'un module de référence embarqué tel qu'un module "maître" embarqué ou un module de référence optionnel 19. Le récepteur GPS 20 fournit une indication de la position de chaque aéronef participant. Si la navigation relative GPS est utilisée, le récepteur GPS  
25 20 fournit également une évaluation de la capacité du module embarqué à fournir une information de navigation utile, par rapport aux autres modules embarqués, comme décrit en détail ci-dessus. Lorsque le module 10 est placé dans un fuseau, l'antenne GPS est de préférence  
30 une antenne enroulée. Lorsque le module 10 est placé à l'intérieur de l'aéronef, l'antenne GPS est placée sur la paroi extérieure de l'aéronef.

Une caractéristique particulière de l'invention consiste en ce que le récepteur GPS est opérationnel

pour recevoir les signaux de navigation GPS en provenance des satellites 16 même dans des conditions dynamiques élevées qui sont caractéristiques de situations de combat aérien, telles que vitesse élevée  
5 et/ou G élevé, et même dans des conditions d'environnement extrême comme la présence de vibrations dans l'aéronef. De manière typique, le récepteur GPS comprend un oscillateur thermostatique 21 qui permet de fonctionner dans des conditions environnementales  
10 extrêmes.

Le récepteur GPS a de préférence une fenêtre de fréquence radio (RF) relativement étroite, variable, c'est-à-dire mobile, qui est typiquement sensible à la vitesse de l'aéronef. Le vaste rapport signal/bruit de  
15 la fenêtre étroite permet d'accrocher rapidement le signal GPS en dépit des effets Doppler se produisant dans des conditions de dynamique élevée.

Il est fourni un module processeur principal 23 qui est décrit en détails ci-dessous avec référence à la  
20 figure 3. Dans la présente réalisation, le module processeur principal 23 comprend trois processeurs Intel 486, repérés dans le texte par CPU "principal" 24, CPU "Liaison Données" 30, et CPU "vocal" 32, qui sert d'interface avec un bus local 28.

25 Une unité de plate-forme "strapdown" 25, comme l'IRU (Unité de Référence Inertielle), est commercialisée par Tamam, Israel Aircraft Industries, Lod, Israel. L'unité de plate-forme "strapdown" 25 fournit les données INS, y compris les évaluations  
30 angulaires et les accélérations linéaires de l'aéronef, au CPU principal 24 du module processeur principal 23, par l'intermédiaire d'un bus RS 422. Pour les aéronefs comportant un Mux-bus 1553, les données INS peuvent être fournies directement à partir de l'aéronef, comme



expliqué ci-dessous en référence à la figure 3, et l'unité de plate-forme "strapdown" 25 peut être supprimée ou servir de sauvegarde dans le cas où aucune donnée INS en provenance de l'aéronef n'est disponible.

5 Une caractéristique particulière du module processeur principal 23 est qu'il utilise à la fois les données INS et GPS de manière à générer sa sortie, compensant par là les défauts de chaque type de données. D'une manière spécifique, les données INS ont  
10 une haute précision à court terme mais dérivent dans le temps, alors que les données GPS ont une moindre précision à court terme mais ne dérivent pas dans le temps. Le module processeur principal 23 compense les lectures GPS avec les données INS, en utilisant une  
15 méthode appropriée comme le filtrage Kalman. Le résultat de la combinaison des données GPS et INS est un vecteur de position compensée pour chaque aéronef.

L'entrée base de temps transmise à partir du récepteur GPS 20 vers le CPU principal 24 au module  
20 processeur principal 23 fournit une synchronisation de l'ensemble du système pour tous les modules embarqués. L'avantage de fournir une synchronisation des modules embarqués est que tous les modules embarqués naviguent simultanément et que tous les modules embarqués  
25 produisent mutuellement une sortie avionique et de navigation compatibles sur des laps de temps uniformes. De même, la synchronisation de l'ensemble du système détermine des tranches de communication harmonisées pour une liaison de données 30, de sorte que les  
30 transmissions du module embarqué n'interfèrent pas Les unes avec les autres. De préférence, la division de temps en multiplex (TDM) est utilisée pour permettre à chaque module embarqué de transmettre ses propres données avioniques et de navigation concernant un point

déterminé dans le temps aux autres modules embarqués. De préférence, toutes les données avioniques, de navigation, et autres transmises par tous les aéronefs pendant un intervalle de temps individuel concernant le  
5 même point dans le temps.

Le CPU principal 24 communique, par l'intermédiaire d'un bus MUX 1553, avec le système avionique de l'aéronef 12 qui comporte un bus MUX 1553. Le CPU communique également avec la mémoire externe 26,  
10 également nommée dans ce texte "RDS" ou "unité de stockage de donnée déposable", par l'intermédiaire d'un bus RS 422.

La mémoire 26 comporte de préférence une mémoire non volatile transistorisée pour stocker les données de  
15 vol générées par le module processeur principal 23 et pour stocker les données de pré-vol entrées dans la mémoire 26 par tout moyen adapté tel que des moyens de station au sol 18 dans laquelle un utilisateur peut, au préalable, introduire des données d'avant-vol  
20 concernant la zone d'entraînement et/ou les participants au vol.

La mémoire 26 peut être installée, de préférence de façon déposable, dans un module embarqué. La mémoire 26 peut être, mais ceci n'est pas nécessaire, physiquement  
25 adjacente aux autres éléments du module embarqué 10. La mémoire 26 utilise de préférence la technologie de mémoire Flash et de préférence ne nécessite pas de batterie de sauvegarde.

La mémoire 26 sur un module embarqué 10 de chaque  
30 aéronef individuel stocke de préférence les données de vol pour son propre aéronef et également pour tous les aéronefs se trouvant dans une zone pré-déterminée ou bulle, telle qu'une sphère de 40 à 200 Km de rayon pour son propre aéronef.

Un transmetteur/ récepteur 34 ayant une antenne 36 est opérationnelle pour émettre et recevoir des transmissions de et vers d'autres modules 10, et de et vers la station de rapport au sol 18 et le module de  
5 référence optionnelle 19 par l'intermédiaire d'une antenne 14 de la figure 1.

Le CPU 32 vocal est connecté à un synthétiseur vocal 33 qui fournit des alertes de sécurité verbales dans le cas de situations périlleuses telles que  
10 collision imminente avec un autre aéronef, départ imminent d'une enveloppe de vol sûr prédéterminé aérodynamiquement, collision imminente avec le terrain, et entrée imminente dans un espace aérien prohibé.

De préférence, le synthétiseur vocal fournit  
15 également à l'opérateur de l'aéronef une indication verbale de ses propres résultats calculés par une unité 190 de simulation de performance des armes, décrite en détail ci-dessous.

Il est maintenant fait référence à la figure 3 qui  
20 est un diagramme de fonction du module processeur principal 23 de la figure 2, interagissant avec une unité d'enregistrement de données 200 qui est fournie de manière typique dans le RDS 26. Il est à noter que chaque fonction peut être exécutée par l'un des  
25 processeurs 24, 30 et 32.

Comme indiqué, le module processeur principal 23 comprend de manière typique les unités suivantes :

Une unité d'initialisation 100 initialise toutes les autres unités du module processeur principal 23.

30 Une unité de calcul GPS 120, également appelée dans ce texte "l'unité GPS", reçoit les données GPS en provenance d'un récepteur GPS 20 de la figure 2, y compris des données concernant la position réelle d'un ou plusieurs satellites 16, et des données concernant

la position relative des aéronefs par rapport aux satellites.

Une interface de système avionique 130, également appelée dans ce texte "l'unité 1553 RT", reçoit les  
5 données en provenance du système avionique de l'aéronef, par l'intermédiaire du bus 1553 de la figure 2. Les données reçues en provenance des aéronefs comprennent de manière typique des données de navigation, également appelées dans ce texte "Données  
10 INS" et des données de lancement de missiles. Les données de navigation comprennent de manière typique la position linéaire, les vecteurs de vitesse et d'accélération tri-dimensionnels, et la position angulaire, les vecteurs de vitesse et d'accélération  
15 tri-dimensionnels. Les données de lancement de missile comprennent de manière typique des données de recherche d'angle du missile.

Une unité d'auto-positionnement de haute précision 140, également appelée dans ce texte "l'unité SELF\_SV",  
20 est opérationnelle pour conjuguer les données de navigation concernant les aéronefs en provenance de deux sources :

i. données de navigation concernant l'aéronef, en provenance de l'aéronef par l'intermédiaire de l'unité  
25 130 ou, si cette source n'est pas disponible ou en panne, en provenance de l'unité 25 de la figure 1. Les données de navigation sont de manière typique précises à court terme mais dérivent dans le long terme ; et

ii. données GPS en provenance de l'unité GPS 120,  
30 qui de manière typique ne dérivent pas à long terme mais sont relativement imprécises à court terme.

Une unité d'émission de données 150, également appelée dans ce texte "unité PCM" (modulation de code par impulsion), envoie des informations concernant un

aéronef individuel, telles que données de position, vitesses, état et résultat des armes calculées par l'unité 140, à un autre aéronef, par l'intermédiaire de l'antenne 36 et du transmetteur/recepteur 34 de l'autre aéronef. L'unité d'émission de données 150 est de préférence opérationnelle pour envoyer les informations concernant un aéronef individuel à tous les autres aéronefs dans une bulle de rayon prédéterminé, par exemple 60 Km, à partir de l'aéronef individuel. De préférence, les méthodes de division du temps en multiplex (TDM) sont utilisées pour s'assurer que dans chaque bulle de rayon prédéterminé, un seul aéronef à la fois émet des données avioniques et de navigation. La synchronisation de transmission des données peut, par exemple, être exécutée à l'aide d'une table, stockée en mémoire, qui stocke, pour chacune de la pluralité des tranches horaires, un code d'identification d'un module embarqué qui doit transmettre l'information dans cette tranche horaire.

Réciproquement, une unité de lecture de données 160, également appelée dans ce texte "l'unité UPL EXT\_SV" ou l'unité "liaison données" lit les données de l'autre aéronef calculées par l'unité 140 de l'autre aéronef, en provenance de l'antenne 36 et du transmetteur/récepteur 34 de son propre aéronef.

Les données concernant un aéronef individuel émises par l'unité d'émission de données 150 de l'aéronef individuel et reçues par les unités de lecture de données 160 de tous les aéronefs dans une bulle de rayon prédéterminé comprennent de préférence tous les types de données suivants :

données de navigation en provenance de l'unité 140 de l'aéronef individuel; données avioniques de l'aéronef en provenance de l'unité 130 de l'aéronef

individuel; alertes de risque de collisions entre l'aéronef individuel et d'autres aéronefs, lesquelles alertes sont générées par l'unité 170 de l'aéronef individuel; indications de résultat par un lancement  
5 simulé de missile par le pilote de l'aéronef individuel, lesquelles indications de résultat sont générées par l'unité 190, décrite en détail ci-dessous; et informations, générées par l'unité 160, concernant le nombre et l'identité des aéronefs dans la bulle de  
10 l'aéronef individuel, lesquelles informations sont utilisées par l'unité 150 de chacun des aéronefs de manière à déterminer un programme d'envoi des données.

Une unité 170 de calcul de probabilité de collision d'aéronef, également appelé dans ce texte l'unité  
15 "collision", reçoit des données avioniques et de navigation concernant son propre aéronef en provenance de l'unité 140 et des données de navigation concernant l'autre aéronef en provenance de l'unité 160 et détermine si oui ou non, une alarme de "collision  
20 d'aéronef imminente" doit être déclenchée. De manière typique, l'unité 170 fonctionne comme suit :

- a. Un cône de possibilités de trajectoires pour l'aéronef autonome et pour chacun des autres aéronefs est calculé sur la base des données de navigation.
- 25 b. Toutes les positions d'un aéronef individuel dans le cône sont de préférence considérées comme étant d'égale probabilité pour cet aéronef, étant donné que la situation dépend de la décision du pilote. Pour chacun des autres aéronefs, la probabilité que  
30 l'aéronef "autonome" heurtera cet aéronef est calculée.
- c. Si la probabilité en b dépasse un seuil particulier pour au moins l'un des "autres" aéronefs, l'unité 170 donne au synthétiseur de voix 33 l'instruction de déclencher une alarme de "collision

d'aéronef imminente".

- Une unité 180 de calcul de probabilité de collision sur le terrain, également appelée dans ce texte unité BROUILLEUR, stocke les données pré-chargées concernant le terrain au dessus duquel vole l'aéronef et reçoit en provenance de l'unité 140 des données concernant la position et la vitesse de son propre aéronef. L'unité 180 détermine si oui ou non, une alarme de "collision imminente sur le terrain" doit être déclenchée. De manière typique, l'unité 180 fonctionne comme suit :
- a. Un cône des futures trajectoires possibles de l'aéronef autonome est calculé, sur la base des données de navigation.
  - b. Toutes les positions d'un aéronef individuel sont de préférence considérées comme étant d'égale probabilité pour cet aéronef, étant donné que la situation dépend de la décision du pilote. La probabilité que l'aéronef entrera en collision avec le sol est calculée.
  - c. Si la probabilité en b dépasse un seuil particulier pour au moins l'un des "autres" aéronefs, l'unité 180 donne au synthétiseur de voix 33 l'instruction de déclencher une alarme de "collision sur le terrain imminente".
- Une unité 190 de simulation d'arme, également appelée dans ce texte unité MISSILE reçoit des données de lancement d'arme comme des données de lancement de missile, en provenance du système avionique de l'aéronef par l'intermédiaire de l'unité 130. L'unité 190 détermine initialement quel aéronef est la cible du missile en revoyant les données de navigation en provenance de l'unité 160., concernant tous les autres aéronefs. Plus généralement, l'unité 190 simule la performance de toute arme. De même, l'unité 190 peut

fournir une évaluation de la performance du pilote en alignant une croix de pointage (CCIP) avec la cible au moment où l'arme est actionnée, sans simulation de la trajectoire de l'arme.

5 L'unité 190 contrôle la performance de l'aéronef cible, y compris la performance moteur de la cible et les contre-mesures de cible comme les paillettes et échos déformés, et simule la trajectoire du missile Øar rapport à l'aéronef cible de manière à déterminer si  
10 oui ou non, le missile atteindra l'aéronef cible.

Il est fourni au pilote "autonome" une notification de l'information touché/manqué par l'intermédiaire du synthétiseur vocal 33 et au pilote "cible" par l'intermédiaire de l'unité d'émission 150 et par  
15 l'intermédiaire du synthétiseur vocal 33 du pilote "cible".

Une unité 200 d'enregistrement de données, également appelée dans ce texte l'unité d'ENREGISTREMENT, enregistre les données concernant le  
20 vol pour y accéder pendant le rapport d'après vol et les fournir au RDS 26 de la figure 2. De manière typique, les données enregistrées comprennent les éléments suivants :

a. Données de lancement de missile - quand et dans  
25 quelle direction chaque missile lancé par l'aéronef autonome a été lancé. De préférence, les données de simulation de missile ne sont pas stockées, puisqu'elles peuvent être reconstituées au sol.

b. Données de navigation autonome en provenance de  
30 l'unité 140. Si une information en provenance de l'unité 180 indique que la probabilité d'une collision sur le terrain dépasse un seuil pré-déterminé, les données en provenance de l'unité 140 sont sauvegardées à une valeur supérieure, comme 10 fois par seconde plutôt que



5 fois par seconde.

c. Données de navigation pour d'autres aéronefs en provenance de l'unité 160. Si une information en provenance de l'unité 170 indique que la probabilité  
5 d'une collision d'aéronefs dépasse un seuil prédéterminé, les données en provenance de l'unité 140 et de l'aéronef concerné, en provenance de l'unité 160, sont sauvegardées par l'unité d'enregistrement 200 à une valeur supérieure, comme 10 fois par seconde plutôt  
10 que 5 fois par seconde.

Une unité de synchronisation 210 est opérationnelle pour synchroniser les communications entre les aéronefs participants, utilisant des entrées de temps en provenance des récepteurs 20, reçus par l'intermédiaire  
15 de l'unité GPS 120.

Une caractéristique particulière de l'invention est que les données de navigation échangées entre aéronefs sont synchronisées. En d'autres termes, les données avioniques et de navigation entre aéronefs sont  
20 échangées une fois par période de temps prédéterminée, comme une fois toutes les 100 millisecondes, cependant, sans tenir compte, durant la période de temps de 100 millisecondes, du point auquel les données de navigation sont communiquées à un autre aéronef, chaque  
25 aéronef communique les données de navigation concernant le début de la période de temps de 100 millisecondes. Les périodes de temps sont synchronisées pour tous les aéronefs par l'unité de synchronisation 210.

Ainsi, une bonne estimation de la position relative  
30 d'un aéronef par rapport à un autre aéronef peut être obtenue en comparant les données de navigation en provenance d'un autre aéronef à un point dans une période de temps de 100 millisecondes, qui concerne le début de la période de temps de 100 millisecondes, avec

les données de navigation autonome du début de la période de temps de 100 millisecondes. En raison de la brièveté de chaque période de temps, les positions relatives des deux aéronefs varient assez peu, de sorte  
5 que la méthode ci-dessus génère une bonne estimation de la position relative, sans interpoler les données de navigation en provenance de l'autre aéronef, en avance sur le temps en cours.

De préférence, la communication entre les  
10 différentes unités du dispositif de la figure 3 est réalisée par l'intermédiaire d'une pluralité de "boîtes aux lettres" 220.

L'annexe A est une liste hexadécimale d'un programme informatique opérationnel, par exemple, sur  
15 un processeur Intel 80846 qui réalise plusieurs des fonctions des unités 23 et 26 montrées et décrites dans ce document.

Il est à noter que l'exécution particulière réalisée dans l'annexe A est un simple exemple des  
20 exécutions possibles des unités 23 et 26; et

L'annexe B est une description détaillée d'une exécution informatique des unités 24, 26, 30, 32, 33.

Pour mettre en oeuvre le programme informatique de l'Annexe A, des fichiers PC sont générés en relation  
25 avec l'Annexe A. Les fichiers PC en résultant sont écrits respectivement dans les mémoires "flash" des CPU "principal" 24, "liaison données" 30 et "vocal" 32 et dans la mémoire ROM du RDS 26.

Un mode typique de fonctionnement du dispositif est  
30 décrit ci-dessous :

#### PREPARATION POUR LE VOL

a. Pour chacune d'une pluralité d'unités RDS 26 qui ont été montées sur l'escadrille, les données de pré-

vol sont chargées, de manière typique par un opérateur servant l'escadrille, au moyen d'un appareil d'entrée approprié comme un clavier et/ou une souris en association avec un rack de chargement / déchargement

5 RDS.

Les données de pré-vol peuvent comprendre un, plusieurs ou tous les types de données suivants :

- i. données digitales d'élévation de terrain de la zone d'entraînement.
- 10 ii. information concernant l'emplacement des espaces aériens prohibés.
- iii. information concernant une enveloppe de vol aérodynamiquement sûr pour un aéronef individuel, qui peut être déterminée par l'utilisateur en fonction au
- 15 moins du type d'aéronef et de l'expérience du pilote.
- iv. information définissant les critères pour procurer une alerte de collision en milieu aérien.
- v. directives d'entraînement
- vi. limites des zones de feu
- 20 vii. information peu fréquemment modifiée comme l'enveloppe opérationnelle du type d'aéronef.

Un pilote embarquant pour un vol prend dans son escadrille une unité RDS 26 et l'installe dans le module embarqué 10 de son aéronef. Ainsi, les données

25 de pré-vol sont entrées dans la mémoire de chaque module embarqué 10 avant le vol.

Par contre, si l'unité de stockage de données 26 ne peut être déposée, un ordinateur peut être mis en opération en association avec l'unité de stockage de

30 données 26 alors que l'aéronef est encore au sol, par exemple par l'intermédiaire d'un câble, et les données de pré-vol peuvent être chargées dans la mémoire de chaque module embarqué.

## PENDANT LE VOL

- c. Pour calculer la position de l'aéronef, les paramètres d'entrée suivants sont utilisés :
- i. données GPS différentielles ou relatives; et
  - 5 ii. données INS directement en provenance de l'aéronef ou du SDP 25 dans le module embarqué 10.
- d. Chaque module embarqué 10 conjugue les données digitales d'élévation de terrain et les données de position d'aéronef pour générer des alertes de
- 10 collision avec le terrain en temps réel.
- e. Pendant le vol, l'unité de rapport en temps réel 18 communique de préférence avec l'antenne 36 de chaque aéronef, fournissant ainsi des indications en temps réel de tirs d'arme simulés et des indications en temps
- 15 réel de menaces contre la sécurité du vol, les directives d'entraînement, la présence d'une limite, de même que des indications générales sur la situation aérienne.
- f. La station au sol 18 fournit également de
- 20 préférence une image aérienne du sol, ce qui peut s'avérer utile pour l'encadrement de pilotes inexpérimentés, de même que pour servir de sauvegarde au contrôle au sol.
- g. Les modules embarqués 10 des aéronefs
- 25 participants communiquent entre eux de manière à fournir l'un ou tous les types de données suivants :
- données de navigation en provenance de l'unité 140 de l'aéronef individuel; données INS et état de l'aéronef en provenance de l'unité 130 de l'aéronef individuel;
- 30 alertes de collision imminente entre l'aéronef et les autres aéronefs dans sa bulle, ces alertes sont générées par l'unité 170 de l'aéronef individuel; indications de réussite de tir dues à un lancement simulé de missile par le pilote de l'aéronef

individuel, ces indications de réussite de tir sont générées par l'unité 190; et informations générées par l'unité 160, concernant le nombre et l'identité des aéronefs se trouvant dans la bulle de l'aéronef  
5 individuel, ces informations sont utilisées par l'unité 150 de chacun des aéronefs se trouvant dans la bulle de manière à déterminer un programme d'émission de données.

10 APRES LE VOL

i. A la fin du vol, le pilote extrait l'unité RDS du module embarqué 10 de son aéronef et le place dans le rack de chargement / déchargement RDS. A l'inverse, si l'unité de stockage de données ne peut être déposée,  
15 ces mêmes données peuvent être déchargées, une fois l'aéronef au sol, dans un ordinateur classique, en utilisant un dispositif de communication classique comme un câble.

j. Les unités RDS (unités déposables de stockage de données)  
20 données) de tous les pilotes sont utilisées pour le rapport à la station au sol 18.

Les spécialistes de la technique noteront que la présente invention n'est pas limitée à ce qui a été en particulier montré et décrit ci-dessus. L'étendue de la  
25 présente invention est définie seulement par les revendications ci-après.

## REVENDICATIONS

1.     Système de contrôle de combat aérien comprenant:  
          une pluralité de récepteurs GPS, montable sur une  
5   pluralité correspondante d'aéronefs;  
          une unité de contrôle avionique pour contrôler les  
systèmes avioniques de la pluralité d'aéronefs;  
          une mémoire pour stocker les informations en  
provenance des récepteurs GPS indiquant la position de  
10   la pluralité des aéronefs et les informations en  
provenance de l'unité de contrôle avionique de manière  
à fournir une indication de sortie analysable de la  
performance de la pluralité d'aéronefs; et  
          un propagateur d'informations pour communiquer  
15   lesdites informations à ladite pluralité d'aéronefs.
2.     Système selon la revendication 1 et dans lequel  
      ledit propagateur d'informations est opérationnel pour  
      assurer que la totalité desdites informations  
20   concernant ladite pluralité d'aéronefs est stockée.
3.     Système selon la revendication 2 et dans lequel  
      ladite mémoire est montable sur l'aéronef et ledit  
      propagateur d'informations est opérationnel pour  
25   assurer que la totalité desdites informations  
      concernant ladite pluralité d'aéronefs est stockée à un  
      emplacement montable sur chaque aéronef.
4.     Système selon la revendication 2 et dans lequel  
30   ladite mémoire est basée au sol et ledit propagateur  
      d'informations est opérationnel pour assurer que la  
      totalité desdites informations concernant ladite  
      pluralité d'aéronefs est stockée à un emplacement  
      montable sur chaque aéronef.

5. Système selon l'une quelconque des revendications précédentes et comprenant également un intégrateur d'informations pour intégrer les informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de la pluralité d'aéronefs, et les informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir une indication de sortie de la performance de la pluralité d'aéronefs.
6. Système selon la revendication 5 et dans lequel ledit intégrateur d'informations est montable sur aéronef.
7. Système de contrôle de combat aérien comprenant:  
un récepteur GPS, montable sur un aéronef;  
une unité de contrôle avionique pour le contrôle des systèmes avioniques de l'aéronef;  
une mémoire pour le stockage des informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de l'aéronef, et les informations en provenance de l'unité de contrôle avionique; et  
un intégrateur d'informations pour intégrer les informations en provenance des récepteurs GPS, montable sur un aéronef, indiquant la position de la pluralité d'aéronefs, et les informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir une indication de sortie de la performance de la pluralité d'aéronefs dans un contexte de simulation de combat.
8. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 5 - 7 et dans lequel ledit intégrateur d'informations est opérationnel pour intégrer les informations concernant des aéronefs dans

l'environnement d'un aéronef donné.

9. Dispositif selon la revendication 8 et dans lequel ledit intégrateur d'informations est  
5 opérationnel pour fournir une alerte de collisions imminentes en milieu aérien.

10. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications et comprenant également un simulateur de  
10 performance des armes embarquées.

11. Système selon la revendication 10 et comprenant également un indicateur de performance d'armes pour  
fournir une indication de sortie à un opérateur  
15 d'aéronef des performances des armes lancées par lui.

12. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications et comprenant également une unité  
embarquée d'évaluation de lancement des armes par le  
20 pilote opérationnelle pour calculer la position d'une croix de pointage (CCIP) par rapport à au moins une cible au sol, au moment auquel une arme a été lancée.

13. Système selon l'une quelconque des revendications  
25 1 - 11 et comprenant également un indicateur d'alerte de sécurité pour fournir des alertes de sécurité à un opérateur d'aéronef.

14. Système selon la revendication 13 et dans lequel  
30 lesdites alertes de sécurité comprennent au moins l'une des alertes suivantes : départ imminent à partir d'une enveloppe de vol sû pré-déterminée, collision avec le terrain imminente, et entrée imminente dans un espace aérien prohibé.



15. Système d'information de situation de combat aérien comprenant :
- une pluralité de récepteurs GPS montables sur une
  - 5 pluralité correspondante d'aéronefs; et
  - une unité de contrôle de systèmes avioniques pour contrôler les systèmes avioniques de la pluralité d'aéronefs.
- 10 16. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications et dans lequel les signaux GPS sont utilisés pour la synchronisation des dispositifs montés sur aéronefs sur une pluralité d'aéronefs.
- 15 17. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications et dans lequel la division de temps en multiplexe est utilisée pour communiquer entre une pluralité d'aéronefs.
- 20 18. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications et dans lequel une pluralité de récepteurs GPS montés sur une pluralité correspondante d'aéronefs sont opérationnels pour déterminer les positions relatives d'une pluralité d'aéronefs avec une
- 25 plus grande précision que celles fournies par les transmissions GPS reçues par ce moyen.
19. Dispositif pour calculer la position relative d'un aéronef autonome par rapport à un autre aéronef,
- 30 le dispositif comprenant :
- une unité de synchronisation opérationnelle pour synchroniser les périodes de temps entre l'aéronef autonome et l'autre aéronef;
  - un émetteur opérationnel pour transmettre les

données de navigation autonome une fois pendant chaque période de temps individuelle, les données de navigation autonome concernant le début de la période de temps individuelle;

5 un récepteur opérationnel pour recevoir les autres données de navigation en provenance des autres aéronefs, les autres données de navigation concernant le début de la période individuelle de temps; et

10 une unité de calcul de position relative opérationnelle pour comparer les autres données de navigation reçues concernant le début de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le début de la période de temps individuelle.

15

20. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications 10 - 11 et dans lequel le simulateur de performance des armes embarquées comprend un simulateur de performance des armes air/air.

20

21. Système selon l'une quelconque des précédentes revendications 10 et 11 et dans lequel le simulateur de performance des armes embarquées comprend un simulateur de performance des armes air/sol.

25

22. Méthode pour calculer la position relative d'un aéronef autonome par rapport à un autre aéronef, la méthode comprenant les phases de :

30 synchronisation de périodes de temps entre l'aéronef autonome et l'autre aéronef;

transmission de données de navigation autonome aux autres aéronefs une fois par chaque période de temps individuelle, les données de navigation autonome concernant le début de chaque période de temps

individuelle ; et

réception d'autres données de navigation en provenance des autres aéronefs une fois par chaque période de temps individuelle, les autres données de navigation concernant le début de chaque période de temps individuelle, et comparer les autres données de navigation reçues concernant le début de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le début de la période de temps individuelle.

23. Système de contrôle de combat aérien monté sur un aéronef et comprenant :

une unité d'entrée opérationnelle pour stocker les informations reçues en pré-mission concernant la typologie du terrain; et

une unité d'alerte de collision sur le terrain opérationnelle pour recevoir des informations concernant l'état avionique de l'aéronef et générer une alerte de collision imminente de l'aéronef sur le terrain.

24. Système de contrôle de combat aérien monté sur un aéronef et comprenant :

une unité d'entrée opérationnelle pour recevoir les informations concernant l'état avionique de l'aéronef et des autres aéronefs dans son environnement; et

une unité d'alerte de collision d'aéronefs opérationnelle pour générer une alerte de collision imminente de l'aéronef avec un autre aéronef.

25. Dispositif de navigation GPS comprenant :

une unité GPS différentielle opérationnelle pour recevoir les corrections de pseudo-bande courante en

provenance d'un "maitre" embarqué sur un autre aéronef;  
un "maître" embarqué opérationnel pour transmettre les corrections de pseudo-bande à une unité GPS différentielle sur un autre aéronef; et

- 5        une unité de contrôle "maître" embarquée opérationnelle pour assurer que le "maitre" embarqué transmet lesdites corrections uniquement lorsque l'aéronef sur lequel l'unité de contrôle est montée, est capable de générer lesdites corrections.

10

26. Dispositif selon la revendication 25 dans lequel ladite unité de contrôle comprend un évaluateur de capacité de génération de correction opérationnel pour évaluer si l'aéronef sur lequel il est monté est apte,  
15 par rapport à l'autre aéronef, selon au moins l'un des critères suivants :

centralité de la position de l'aéronef par rapport à l'autre aéronef;

- centralité de la position de l'aéronef par rapport  
20 à une pluralité de satellites GPS générant lesdits signaux GPS; et

capacité d'opération du système de navigation sur un aéronef sur lequel le dispositif est monté.

- 25 27. Système de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant :

- une mémoire montable et déposable qui est configurée et conçue pour recevoir des informations concernant les conditions de vol à une unité au sol et  
30 subséquent pour être monté sur un aéronef.

28. Système de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant :

une mémoire de données avioniques électroniques

montable et déposable opérationnelle pour enregistrer les données avioniques électroniques; et

un interface aéronef/mémoire embarqué qui est opérationnel pour transférer les données avioniques électroniques en provenance d'un aéronef à la mémoire de données avioniques lorsque la mémoire est montée sur l'aéronef.

29. Méthode de contrôle de combat aérien comprenant les phases de :

fournir une pluralité de récepteurs GPS, montable sur une pluralité correspondante d'aéronefs;

contrôler les systèmes avioniques de la pluralité d'aéronefs;

stocker des informations en provenance des récepteurs GPS indiquant la position de la pluralité d'aéronefs et des informations en provenance de l'unité de contrôle avionique de manière à fournir une indication de sortie de la performance de la pluralité d'aéronefs; et

communiquer lesdites informations à ladite pluralité d'aéronefs.

30. Méthode de contrôle de combat aérien comprenant les phases de :

fournir un récepteur GPS, monté sur un aéronef;

contrôler les systèmes avioniques de l'aéronef;

stocker des informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de l'aéronef, et les informations en provenance de l'unité de contrôle avionique; et

intégrer les informations en provenance des récepteurs GPS, indiquant la position de la pluralité d'aéronefs, et les informations en provenance de

l'unité de contrôle avionique de manière à fournir une indication de sortie de la performance d'aéronef dans un contexte de simulation de combat.

- 5 31. Méthode pour calculer la position relative d'un aéronef autonome par rapport à un autre aéronef, la méthode comprenant les phases de :

synchronisation de périodes de temps entre l'aéronef autonome et l'autre aéronef;

- 10 transmission de données de navigation autonome aux autres aéronefs une fois par chaque période de temps individuelle les données de navigation autonome concernant le début de chaque période de temps individuelle ; et

- 15 réception d'autres données de navigation en provenance des autres aéronefs une fois par chaque période de temps individuelle, les autres données de navigation concernant le début de chaque période de temps individuelle; et

- 20 comparer les autres données de navigation reçues concernant le début de chaque période de temps individuelle aux données de navigation autonome concernant le début de la période de temps individuelle.

25

32. Méthode de contrôle de combat aérien, opérationnelle sur un aéronef, et comprenant les phases de :

- 30 réception d'informations concernant l'état avionique de l'aéronef et d'autres aéronefs dans son environnement; et

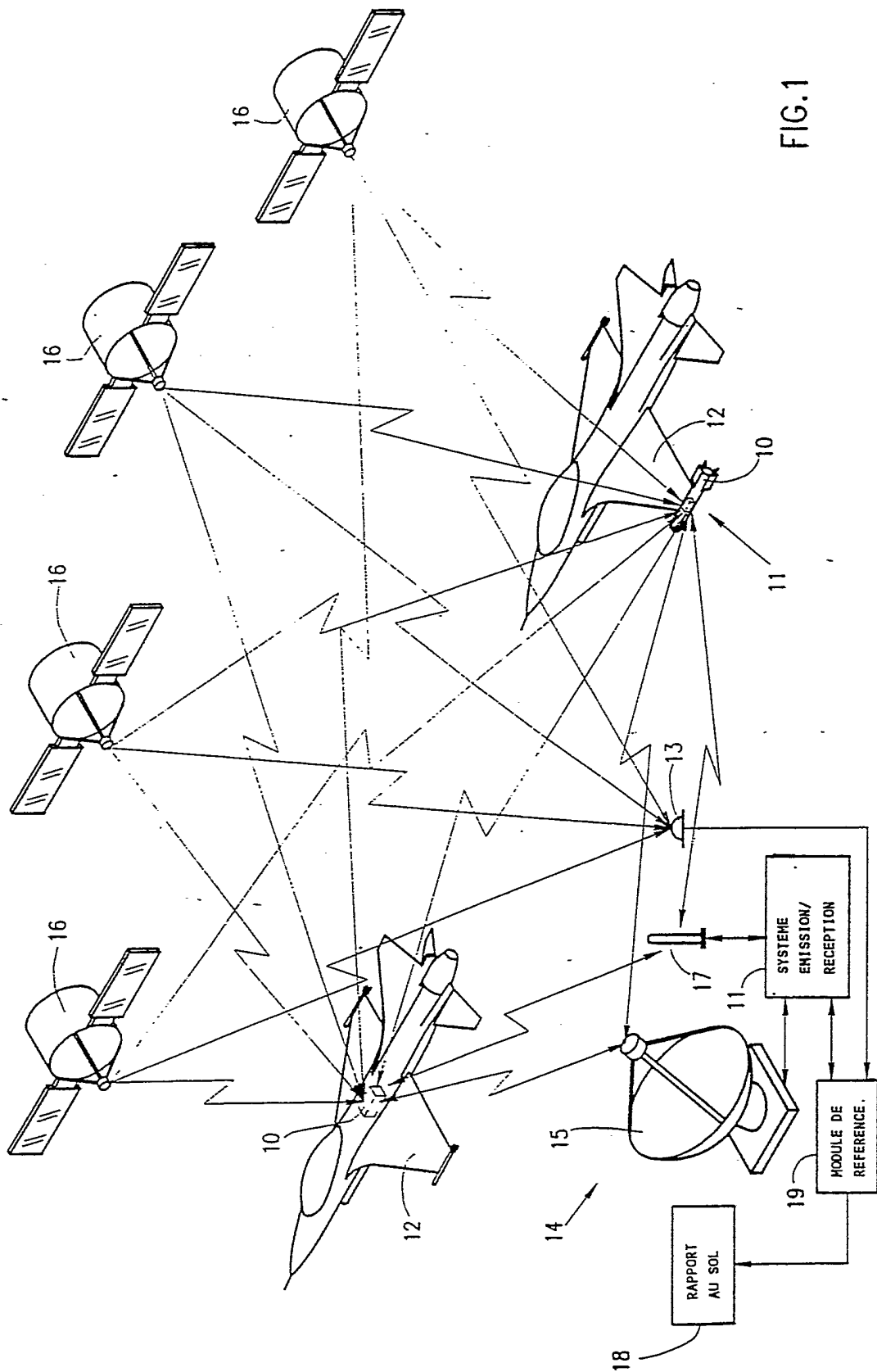
génération d'une alerte d'une collision imminente de l'aéronef avec un autre aéronef.

33. Méthode de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant les phases de :

5 fournir une mémoire montable et déposable qui est configurée et conçue pour recevoir des informations concernant les conditions de vol à une unité au sol et subséquemment pour être monté dans un aéronef.

34. Méthode de chargement d'information d'aéronef de combat comprenant les phases de :

10 fournir une mémoire de données avioniques électroniques montable et déposable opérationnelle pour enregistrer les données avioniques électroniques; et transférer des données avioniques électroniques d'un aéronef à la mémoire de données avioniques lorsque  
15 la mémoire est montée sur l'aéronef.





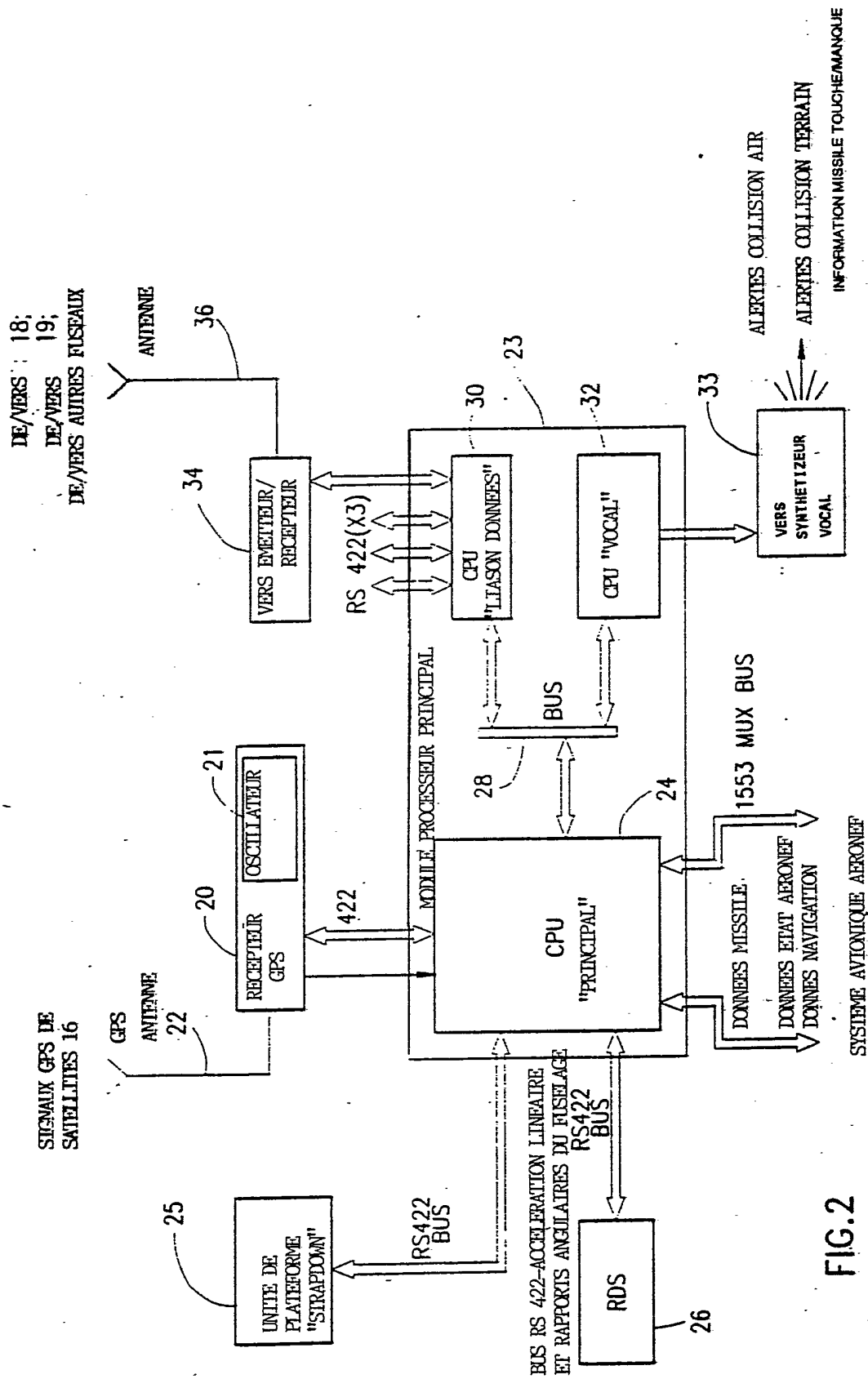


FIG.2

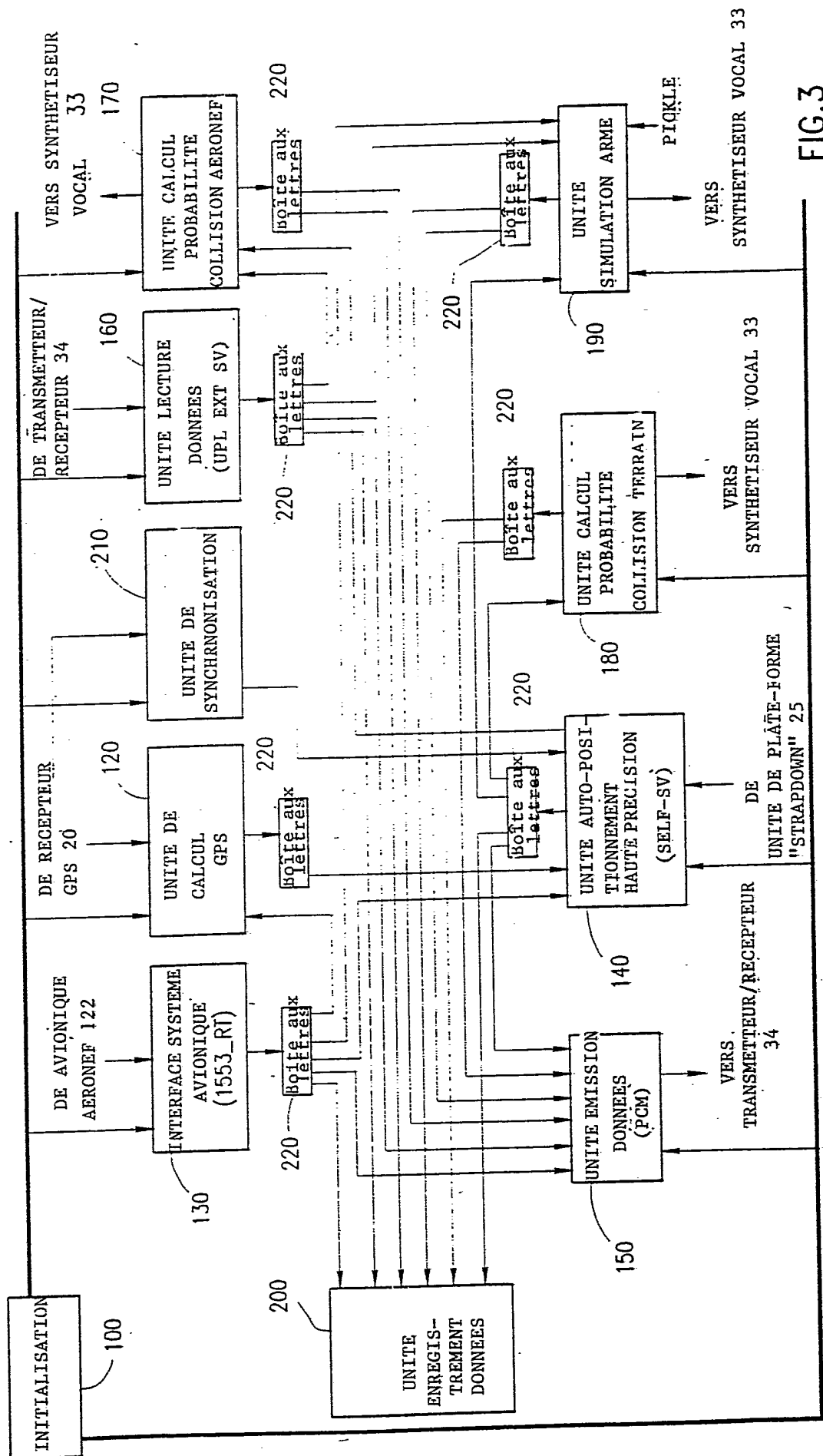


FIG.3