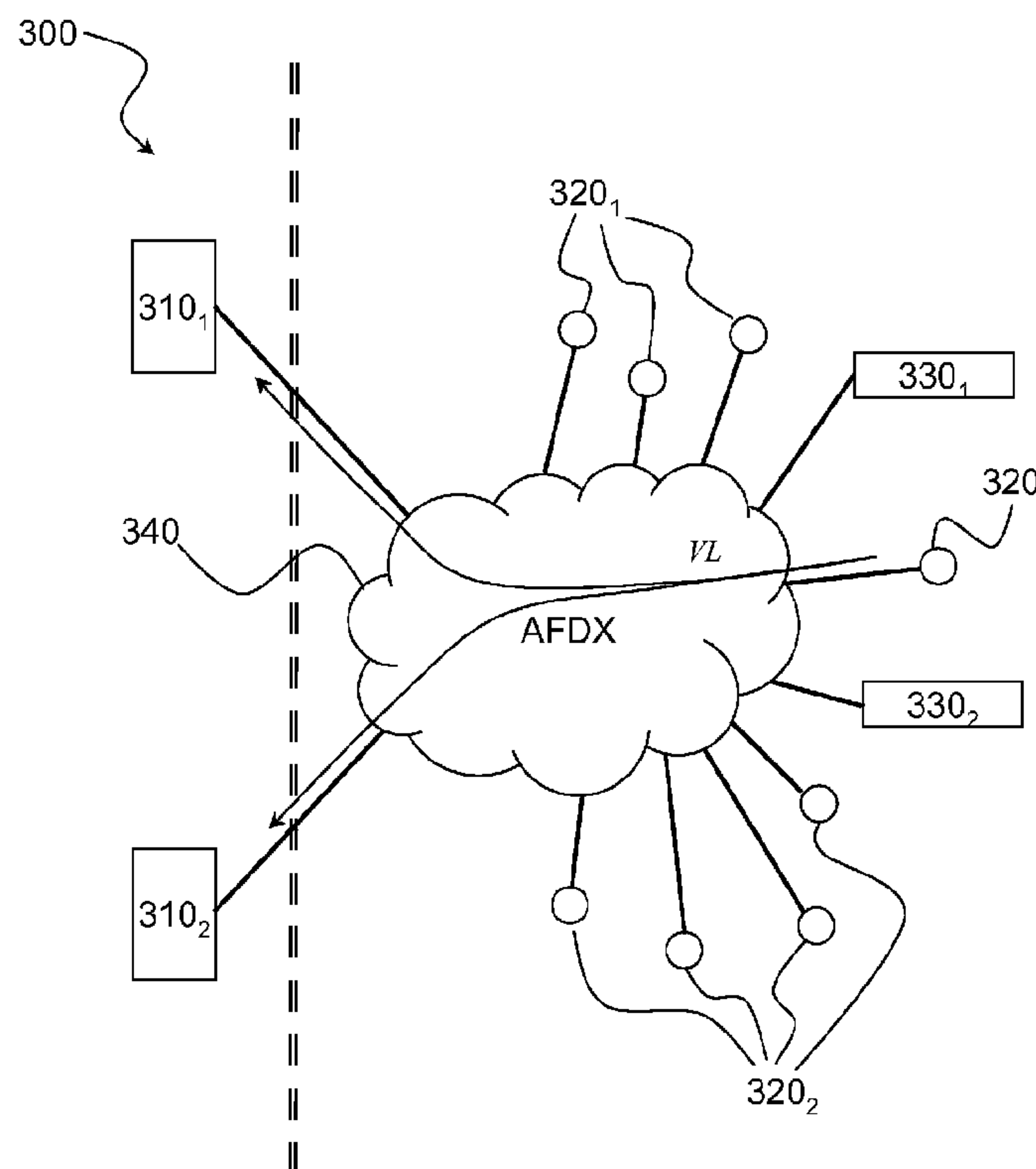




(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2010/03/10
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2010/09/16
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2017/01/03
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2011/08/31
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2010/050406
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2010/103234
(30) Priorité/Priority: 2009/03/11 (FR0951528)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64C 13/50* (2006.01)
(72) Inventeurs/Inventors:
FERVEL, MARC, FR;
LECANU, ARNAUD, FR;
MAUSSION, ANTOINE, FR;
AUBERT, JEAN-JACQUES, FR
(73) Propriétaire/Owner:
AIRBUS OPERATIONS (SOCIETE PAR ACTIONS
SIMPLIFIEE), FR
(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : SYSTEME DE COMMANDE D'AERONEF A ARCHITECTURE MODULAIRE INTEGREE
(54) Title: AIRCRAFT CONTROL SYSTEM WITH INTEGRATED MODULAR ARCHITECTURE



(57) Abrégé/Abstract:

L'invention concerne un système de commande d'aéronef dans lequel plusieurs systèmes de commande élémentaires, correspondant à différentes fonctions de l'aéronef, peuvent partager un ou plusieurs capteurs grâce à un réseau AFDX commun. La transmission des commandes se fait au moyen de messages AFDX à destination des actionneurs abonnés au réseau. Les calculateurs des différents systèmes de commande élémentaires, installés dans la baie avionique, sont avantageusement réalisés sous forme de calculateurs génériques hébergeant des logiciels spécifiques à l'exécution de leurs fonctions respectives (architecture IMA).

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
16 septembre 2010 (16.09.2010)

(10) Numéro de publication internationale
WO 2010/103234 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64C 13/50 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2010/050406

(22) Date de dépôt international :
10 mars 2010 (10.03.2010)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0951528 11 mars 2009 (11.03.2009) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) :
AIRBUS OPERATIONS (SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE) [FR/FR]; 316 route de Bayonne, F-31060 Toulouse (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : **FERVEL, Marc** [FR/FR]; 12 bis, chemin de la Flambère, F-31300 Toulouse (FR). **LECANU, Arnaud** [FR/FR]; 10, avenue

des Pins, F-31700 Blagnac (FR). **MAUSSION, Antoine** [FR/FR]; 4, Impasse de l'Armorial, F-31200 Toulouse (FR). **AUBERT, Jean-Jacques** [FR/FR]; 15, rue des Tournesols, F-31820 Pibrac (FR).

(74) Mandataires : **AUGARDE, Eric** et al.; BREVALEX, 56 boulevard de l'Embouchure, B.P. 27519, F-31075 TOULOUSE Cedex 2 (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : AIRCRAFT CONTROL SYSTEM WITH INTEGRATED MODULAR ARCHITECTURE

(54) Titre : SYSTÈME DE COMMANDE D'AÉRONEF À ARCHITECTURE MODULAIRE INTÉGRÉE

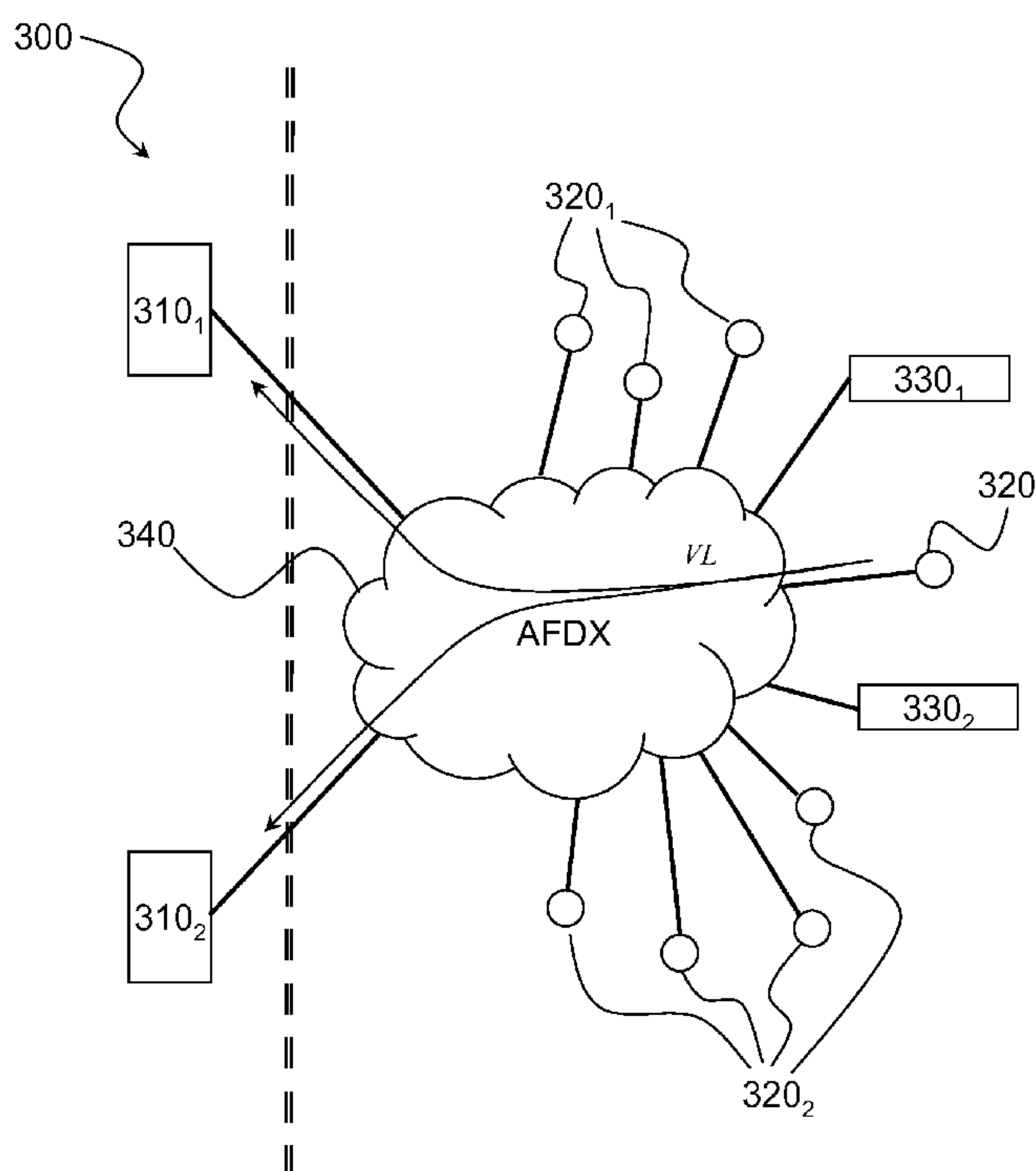


Fig. 3

(57) **Abstract** : The invention relates to an aircraft control system in which a plurality of elementary control systems, corresponding to different aircraft functions, can share one or more sensors due to a common AFDX network. The transmission of commands is carried out via AFDX messages sent to network-subscribed actuators. Advantageously, the computers of the different elementary control systems installed in the avionics bay consist of generic computers hosting software specific to the execution of the respective functions thereof (IMA architecture).

(57) **Abrégé** : L'invention concerne un système de commande d'aéronef dans lequel plusieurs systèmes de commande élémentaires, correspondant à différentes fonctions de l'aéronef, peuvent partager un ou plusieurs capteurs grâce à un réseau AFDX commun. La transmission des commandes se fait au moyen de messages AFDX à destination des actionneurs abonnés au réseau. Les calculateurs des différents systèmes de commande élémentaires, installés dans la baie avionique, sont avantageusement réalisés sous forme de calculateurs génériques hébergeant des logiciels spécifiques à l'exécution de leurs fonctions respectives (architecture IMA).

WO 2010/103234 A1



GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))

SYSTÈME DE COMMANDE D'AÉRONEF À ARCHITECTURE MODULAIRE INTÉGRÉE

DESCRIPTION

5 **DOMAINE TECHNIQUE**

La présente invention concerne de manière générale les systèmes de commande d'aéronef.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

10 Le contrôle d'un aéronef fait généralement appel à de nombreux systèmes de commande dont notamment :

- le système de commande de vol primaire qui permet de contrôler le mouvement de l'aéronef autour de ses axes de roulis (*roll*), lacet
15 (*yaw*) et tangage (*pitch*), en agissant sur les ailerons, les gouvernes de direction (*rudder*), les gouvernes de profondeur (*elevators*) ainsi que le plan horizontal réglable (*Trimmable Horizontal Stabilizer: THS*). Il contrôle
20 également la traînée de l'aéronef en agissant sur les aérofreins (*spoilers*) ;
- le système de commande de vol secondaire permettant de contrôler la cambrure des ailes et donc la portance, lors des phases
25 d'atterrissage et de décollage, en agissant sur les volets (*flaps*) et les bords d'attaque des ailes (*slats*) encore appelés becs ;
- le système de commande de propulsion permettant de contrôler ainsi que d'inverser la poussée
30 des moteurs ;

- le système de commande de freinage du train d'atterrissage ;
- le système de commande d'orientation des roues ;
- 5 - le système de commande des circuits hydrauliques.

Le système de commande de vol primaire est généralement dénommé simplement système de commande de
10 vol. Nous adopterons ci-après cette convention dans un but de simplification de la description.

Le système de commande de vol fait le lien entre les organes de pilotage (manche, palonnier, etc.) et les gouvernes aérodynamiques (ailerons, dérives,
15 gouvernes de profondeur etc.). Les avions de ligne modernes possèdent des systèmes de commande de vol de type électrique dans lesquels les actions mécaniques sur les organes de pilotage sont converties en des signaux analogiques qui sont transmis à des actionneurs
20 manœuvrant les gouvernes.

La Fig. 1 illustre de manière schématique l'architecture d'un système de commande de vol, 100, connu de l'état de la technique. On a représenté un organe de pilotage, 110, par exemple un mini-manche
25 latéral, équipé d'un ou de plusieurs capteurs, 115, par exemple des capteurs de position et/ou des capteurs angulaires fournissant des informations de position et/ou d'orientation au calculateur de commande de vol, 120. Le calculateur 120 détermine, à partir des
30 informations reçues des différents organes de pilotage 110, incluant ici l'auto-pilote (non représenté), et/ou

le cas échéant de capteurs avion 150 (accéléromètre, gyromètre, centrale inertielle), les commandes de vol à appliquer aux actionneurs 130. Ces actionneurs sont typiquement des vérins hydrauliques commandés par des servovalves ou des moteurs électriques agissant sur les gouvernes aérodynamiques de l'aéronef, 140. Les actionneurs 130, d'une part, et les gouvernes aérodynamiques, 140, d'autre part, sont équipés de capteurs notés respectivement 135 et 145. Ces capteurs renseignent le calculateur 120 sur les positions et/ou orientations des éléments mobiles des actionneurs ainsi que sur celles des gouvernes. Par exemple, un capteur 135 pourra indiquer la position en translation d'un vérin, un capteur 145, l'orientation d'un volet.

Le calculateur 120 possède à la fois une fonction de commande et une fonction de surveillance. Il est relié aux actionneurs par des premiers câbles 133 destinés à transmettre les signaux analogiques de commande. Il est également relié aux capteurs 135 et 145 équipant respectivement les actionneurs et les gouvernes elles-mêmes par des seconds câbles, 137, et des troisièmes câbles, 147. Il peut ainsi à tout moment surveiller l'état des actionneurs et vérifier que les commandes ont bien été exécutées.

En réalité, un système de commande de vol est généralement composé de plusieurs calculateurs indépendants, chaque calculateur disposant de son propre ensemble de capteurs et d'actionneurs et de son propre réseau de câbles.

La Fig. 2 illustre schématiquement l'architecture d'un système de commande d'aéronef, 200. Celui-ci comprend le système de commande de vol ainsi qu'une pluralité d'autres systèmes de commande dont on a donné
5 des exemples en introduction. Par souci de simplification, seuls deux systèmes de commandes SC₁ et SC₂ ont été ici représentés.

Chaque système de commande SC_n, n=1,2 comprend au moins un calculateur dédié 210_n traitant les signaux
10 reçus d'un ou plusieurs capteur(s), 220_n, et transmettant des commandes à un ou plusieurs actionneur(s), 230_n, via une pluralité de câbles.

Les différents systèmes de commande sont placés dans la baie avionique (délimitée sur le schéma par un trait double discontinu) et reliés entre eux grâce à un
15 réseau avionique, par exemple un réseau AFDX (*Avionics Full Duplex switched Ethernet*). On rappelle que le réseau AFDX, spécifiquement développé pour les besoins de l'aéronautique, est basé sur un réseau Ethernet
20 commuté. On pourra trouver une description détaillée des caractéristiques de ce réseau dans le document intitulé « AFDX protocol tutorial » disponible sur le site www.condoreng.com ainsi que dans la demande de brevet FR-A-2832011 déposée au nom de la demanderesse.

25 Lorsque le calculateur du système de commande SC₂ a besoin d'une mesure sur un équipement E, effectuée par un capteur appartenant au système de commande SC₁, le calculateur 210₁ en charge de SC₁ transmet cette mesure au calculateur 210₂ à travers le réseau
30 avionique. Toutefois, il est quelquefois nécessaire, pour satisfaire à des contraintes de disponibilité (par

exemple panne du calculateur 210_1) ou de latence (temps de transfert via le calculateur 210_1), de dupliquer le capteur sur l'équipement E. Autrement dit, on prévoit alors un second capteur 220_2 sur l'équipement E, 5 directement relié au calculateur SC_2 .

Cette architecture de système de commande d'aéronef présente un certain nombre d'inconvénients dont la multiplication du nombre de capteurs et de câbles afférents, ce qui grève le bilan de masse de 10 l'aéronef. En outre, les signaux analogiques transmis par les capteurs peuvent être affectés par un bruit dû aux perturbations électromagnétiques.

L'objet de la présente invention est par conséquent de proposer un système de commande d'aéronef 15 remédiant aux inconvénients précités, à savoir un système qui permette de réduire le câblage entre la baie avionique et les capteurs/actionneurs, ainsi que de réduire le nombre de capteurs sur les équipements, sans sacrifier pour autant le niveau de sûreté exigé.

20

EXPOSÉ DE L'INVENTION

La présente invention est définie par un système de commande d'aéronef comprenant un premier système de commande, destiné à contrôler une première fonction de 25 l'aéronef, un second système de commande, distinct du premier système de commande, destiné à contrôler une seconde fonction de l'aéronef, distincte de la première fonction, le premier système de commande comprenant au moins un premier calculateur, un premier ensemble de 30 capteurs et d'actionneurs, le premier calculateur étant adapté à recevoir des mesures desdits capteurs et à

commander lesdits actionneurs dudit premier ensemble, le second système de commande comprenant au moins un second module de calcul, un second ensemble de capteurs (320₂) et d'actionneurs, le second calculateur étant
5 adapté à recevoir des mesures desdits capteurs et à commander lesdits actionneurs dudit second ensemble. Les premier et second calculateurs ainsi que les capteurs et actionneurs des premier et second ensembles sont abonnés à un même réseau AFDX et les premier et
10 second ensembles possèdent au moins un capteur commun.

Avantageusement, lesdits premier et second calculateurs comprennent chacun une voie de commande et une voie de surveillance, chaque voie étant constituée de logiciels spécifiques à la fonction remplie par le
15 calculateur, hébergés par un calculateur générique, les logiciels spécifiques de la première voie étant différents des logiciels spécifiques de la seconde voie.

Ledit premier système de commande est de
20 préférence un système de commande de vol primaire adapté à contrôler les ailerons, les gouvernes de profondeur, les dérives ainsi que les aérofreins de l'aéronef.

Selon un premier mode de réalisation, ledit
25 second système de commande est un système de commande de vol secondaire adapté à contrôler les becs ainsi que les volets de l'aéronef.

Le système de commande de vol secondaire comprend avantageusement une pluralité de capteurs pour mesurer
30 les amplitudes de sortie respectives des volets, les mesures fournies par ces capteurs étant transmises au

réseau AFDX au moyen de modules de contrôle électronique du système de commande de vol primaire, lesdits modules de contrôle électronique étant disposés à proximité et contrôlant les actionneurs des
5 aérofrenes de l'aéronef.

Selon un second mode de réalisation, ledit second système de commande est un système de commande de propulsion, adapté à contrôler les régimes respectifs des moteurs de l'aéronef.

10 Le second calculateur est avantageusement adapté à recevoir, en mode manuel, une consigne de poussée d'un organe de commande manuelle de poussée ou, en mode automatique, du premier calculateur et à en déduire une consigne de régime moteur avant de la transmettre à une
15 unité de contrôle d'un moteur de l'aéronef.

Selon un troisième mode de réalisation, ledit second système de commande est un système de commande de freinage de l'aéronef.

Le système de freinage comprend avantageusement
20 une pluralité de capteurs de vitesse et de capteurs de couple montés sur le train d'atterrissage de l'aéronef, les mesures fournies par ces capteurs étant acquises et formatées sous forme de messages AFDX par des concentrateurs de données avant d'être transmises au
25 second calculateur via ledit réseau.

De préférence, les mesures de vitesse sont transmises en outre au premier calculateur par les concentrateurs de données, via le réseau AFDX, ledit calculateur déterminant un ordre de sortie des
30 aérofrenes en fonction de ladite vitesse et d'informations de freinage fournies, en mode manuel par

les pédales de frein, et en mode automatique par une unité de freinage automatique.

Selon un quatrième mode de réalisation, ledit
5 second système de commande est un système de commande d'orientation d'au moins la roue avant de l'aéronef.

Dans ce cas, les premier et second calculateurs reçoivent avantageusement des informations de braquage fournies par le palonnier et/ou des barres de commande
10 du poste de pilotage et, en mode manuel, le second calculateur détermine l'angle de braquage de la roue et la transmet, via ledit réseau, à une unité de contrôle d'orientation de la roue, située à proximité de celle-ci et, en mode de pilotage automatique, le premier
15 calculateur détermine une commande de la gouverne de direction, la transmet, via ledit réseau, au second calculateur, le second calculateur en déduisant l'angle de braquage et le transmettant à ladite unité de contrôle d'orientation de la roue.

20 Selon un cinquième mode de réalisation, ledit second système de commande est un système de commande hydraulique de l'aéronef, adapté à mettre sous tension et à arrêter au moins une pompe électrique montée sur un circuit hydraulique.

25 Ledit système de commande hydraulique comprend alors avantageusement au moins un contacteur abonné audit réseau et adapté à mettre sous tension/arrêter ladite pompe, un capteur de pression monté sur le circuit hydraulique, les mesures de pressions fournies
30 par ledit capteur étant acquises et formatées sous forme de messages AFDX par un concentrateur de données,

puis transmises au premier et au second calculateurs via ledit réseau.

L'invention concerne enfin un aéronef, comprenant
5 un système de commande d'aéronef tel que défini ci-dessus.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

10 D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de modes de réalisation préférentiels de l'invention faits en référence aux figures jointes parmi lesquelles :

La Fig. 1 illustre schématiquement un système de
15 commande de vol connu de l'état de la technique ;

La Fig. 2 illustre schématiquement l'architecture d'un système de commande d'aéronef connu de l'état de la technique ;

La Fig. 3 représente schématiquement l'architecture
20 d'un système de commande d'aéronef selon un mode de réalisation de l'invention ;

La Fig. 4 représente schématiquement l'architecture d'un système de commande de vol primaire pouvant être avantageusement utilisé dans le système de la Fig. 3 ;

25 Les Figs. 5A à 5D représentent schématiquement différentes variantes d'agencement d'un capteur sur un actionneur ;

La Fig. 6 représente schématiquement un exemple d'intégration d'un système de commande de vol
30 secondaire dans le système de la Fig. 3 ;

La Fig. 7 représente schématiquement un exemple d'intégration d'un système de commande de propulsion dans le système de la Fig. 3 ;

La Fig. 8 représente schématiquement un exemple
5 d'intégration d'un système de commande de freinage dans le système de la Fig. 3 ;

La Fig. 9 représente schématiquement un exemple d'intégration d'un système de commande d'orientation des roues dans le système de la Fig. 3 ;

10 Les Figs. 10A et 10B représentent schématiquement un exemple d'intégration d'une première et d'une seconde variantes d'un système de commande hydraulique dans le système de la Fig. 3.

15 **EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PARTICULIERS**

On considère à nouveau un système de commande d'aéronef comprenant une pluralité de systèmes de commande élémentaires, chaque système de commande élémentaire prenant en charge une fonction particulière
20 de l'aéronef. Par exemple, ces systèmes de commande élémentaires pourront être ceux déjà mentionnés en introduction.

L'idée à la base de l'invention est d'étendre le réseau AFDX, reliant classiquement les calculateurs de la baie avionique, à l'ensemble du système de commande de vol, les calculateur(s), capteurs et actionneurs de ce système étant alors abonnés à ce réseau. Ainsi, deux
25 systèmes de commande élémentaires quelconques, reliés au même réseau AFDX, peuvent partager un ou plusieurs
30 capteurs.

La Fig. 3 représente de manière schématique l'architecture d'un système de commande d'aéronef selon un mode de réalisation de l'invention. Dans un but de simplification et non de limitation, seuls deux systèmes de commande élémentaires SC_1 et SC_2 ont été représentés. Le système de commande élémentaire SC_1 comprend au moins un calculateur 310_1 ainsi qu'une pluralité de capteurs 320_1 et d'actionneurs 330_1 (dont un seul est représenté) tous abonnés au réseau AFDX, 340. De la même façon, le système de commande élémentaire SC_2 comprend au moins un calculateur 310_2 ainsi qu'une pluralité de capteurs 320_2 et d'actionneurs 330_2 (dont un seul est représenté) également abonnés à ce même réseau. Au moins un capteur, désigné par 320, est commun aux deux systèmes de commande élémentaires SC_1 et SC_2 . Le capteur 320 transmet ses mesures aux calculateurs 310_1 et 310_2 via le réseau AFDX, soit au moyen de plusieurs liens virtuels de type unicast, soit au moyen d'au moins un lien virtuel de type multicast, *VL* (la seconde variante a été représentée sur la Fig.3).

On comprendra ainsi que l'on évite la multiplication des capteurs et donc le déploiement de nombreux câbles de connexion avec les calculateurs de la baie avionique.

Avantageusement, le système de commande de vol joue un rôle central dans la mise en commun des capteurs 320, autrement dit chaque système de commande élémentaire peut partager un ou plusieurs capteur(s) avec ce dernier. Ce rôle central s'explique par le fait que le système de commande de vol s'étend à travers

tout l'aéronef, dispose de nombreux points de connexion ainsi que de nombreux capteurs répartis dans l'aéronef.

La Fig. 4 représente un exemple d'architecture de système de commande de vol pouvant être utilisé dans le système de commande d'aéronef selon l'invention.

Le réseau AFDX comprend une pluralité de commutateurs de trames disposés en des nœuds de communication de l'aéronef. Dans le cas illustré, deux commutateurs de trames SW_1, SW_2 sont installés dans la baie avionique et prennent en charge respectivement la partie gauche et la partie droite de l'appareil. Avantageusement, ces commutateurs sont reliés entre eux grâce à une liaison en fibre optique, OF, permettant de découpler électriquement les deux parties du réseau.

Afin de réduire le nombre et la longueur des liaisons, on peut avantageusement prévoir des équipements de commutation de trames dénommés micro-commutateurs. Les micro-commutateurs permettent de traiter localement les trames en provenance ou à destination d'une grappe de terminaux abonnés au réseau. Plus précisément, un micro-commutateur possède un premier port généralement relié à un commutateur AFDX et une pluralité de seconds ports reliés aux différents terminaux abonnés. Sur la liaison descendante, c'est-à-dire pour des trames reçues par le premier port à destination d'un abonné, le micro-commutateur joue le rôle de répéteur (*hub*), c'est-à-dire qu'une trame incidente sur le premier port est répliquée sur tous les seconds ports. Les terminaux abonnés qui la reçoivent déterminent s'ils sont destinataires, et l'ignorent dans la négative et la

prennent en considération dans l'affirmative. En revanche sur la liaison montante, c'est-à-dire pour des trames émises par les différents terminaux abonnés, le micro-commutateur scrute tour à tour les seconds ports
5 et vide leurs tampons respectifs sur le premier port, selon un mécanisme de type « round robin », assurant ainsi un partage équitable de la bande passante.

Du fait de la scrutation, le temps de latence sur la voie montante est plus élevé dans un micro-commutateur que dans un commutateur. La distribution
10 entre commutateurs et micro-commutateurs relève d'un compromis entre latence et complexité du réseau. De manière générale, un terminal abonné sera connecté à un micro-commutateur local, sauf si les contraintes de
15 temps de latence imposent une connexion directe à un commutateur. L'architecture du réseau AFDX sera avantageusement choisie de manière à ce que l'on ne traverse pas plus d'un commutateur et d'un micro-commutateur en passant d'un calculateur à un terminal
20 abonné.

Dans l'exemple illustré, le réseau AFDX comprend huit micro-commutateurs $\mu SW_1, \dots, \mu SW_8$, reliés directement aux commutateurs SW_1, SW_2 .

Les micro-commutateurs $\mu SW_1, \mu SW_2$ sont situés dans
25 la zone centrale de l'appareil non loin du train d'atterrissage et de l'emplanture des ailes. Les micro-commutateurs $\mu SW_3, \mu SW_4$ et $\mu SW_5, \mu SW_6$ sont également situés près de l'emplanture, respectivement à gauche et à droite de l'appareil. Enfin, les micro-commutateurs

$\mu SW_7, \mu SW_8$ sont situés en queue de fuselage, près de l'empennage de l'appareil.

Les micro-commutateurs $\mu SW_1, \mu SW_2$ desservent notamment des capteurs avion 420 (accéléromètres, gyromètres, centrale inertielle) mais également un ensemble 422 de capteurs partagés avec d'autres systèmes de commande, tels que le système de commande de vol secondaire, le système de contrôle de freinage du train d'atterrissage, le système hydraulique. Les micro-commutateurs $\mu SW_3, \mu SW_4$ et $\mu SW_5, \mu SW_6$ desservent, respectivement sur les parties gauche et droite de l'aéronef, les ailerons (notés AIL_i^g et AIL_i^d) et les aérofreins (spoilers, notés S_i^g et S_i^d) ainsi qu'un ensemble 423, respectivement 424, de capteurs partagés avec d'autres systèmes de commande, tels que le système de commande de vol secondaire ou le système de commande de propulsion (moteurs gauche et droit). Enfin, les micro-commutateurs $\mu SW_7, \mu SW_8$ desservent les gouvernes arrière, à savoir les gouvernes de direction (RDR_1, RDR_2), et les gouvernes de profondeur à savoir les élévateurs gauche et droit (EL_i^g et EL_i^d) ainsi que le plan horizontal réglable (THS_1, THS_2). Ces micro-commutateurs peuvent également desservir un ensemble 425 de capteurs partagés avec un autre système de commande.

Aux commutateurs de trames SW_1, SW_2 sont reliés, outre les micro-commutateurs précités, les calculateurs 411 et 412, ainsi que les organes de pilotage 451 et 452, via des concentrateurs de données. Plus

précisément, le commutateur SW_1 reçoit sur deux ports distincts, via les concentrateurs CR_1 et CR_2 , les informations fournies par les organes de pilotage 451 et 452 du pilote et du copilote. Les concentrateurs CR_1 et CR_2 multiplexent les mêmes informations issues de 451 et 452 à des fins de surveillance croisée. De manière similaire, le commutateur SW_2 reçoit sur deux ports distincts, via les concentrateurs CR_3 et CR_4 , les informations de ces mêmes organes de pilotage. Le cas échéant, si les organes de pilotages fournissent les informations sous forme analogique, ces concentrateurs peuvent les convertir sous forme numérique puis formater ces données numériques sous forme de messages AFDX.

Un ensemble 421 de capteurs partagés avec un autre système de commande, par exemple celui contrôlant l'orientation des roues avant, peut être également relié aux commutateurs SW_1, SW_2 .

Le calculateur 411 comprend deux modules de calcul, à savoir un module de commande, 411A, dit module COM, et un module de surveillance, 411B, dit module MON. Les modules MON et COM sont de structure identique et ne diffèrent que par la manière dont ils sont programmés (algorithmes différents). Un module COM peut être reconfiguré en module MON et réciproquement. Les modules MON et COM sont des calculateurs génériques, en pratique des cartes IMA (*Integrated Modular Avionics*) montées dans un rack de la baie avionique, hébergeant des logiciels d'application

spécifiques. Dans le cas présent, les module 411A et 411B hébergent respectivement les logiciels d'application spécifiques $\alpha_A, \beta_A, \gamma_A$ et $\alpha_B, \beta_B, \gamma_B$ avec $\alpha_B \neq \alpha_A, \beta_B \neq \beta_A, \gamma_B \neq \gamma_A$.

5 Le module COM transmet aux actionneurs des messages de commande via le réseau AFDX (les actionneurs sont équipés de terminaux abonnés au réseau) et reçoivent des messages d'information ou de confirmation de la part de ces derniers.

10 Le module MON reçoit également les messages d'information ou de confirmation des actionneurs et vérifie la cohérence entre les messages de commande envoyés par le module COM et les messages d'information ou de confirmation qui sont retournés à cette dernière
15 par les différents actionneurs.

En mode nominal, le calculateur 411 fonctionne en tant que maître et le calculateur 412 en tant qu'esclave. En cas de défaillance du calculateur 411, détectée par une incohérence entre les modules COM et
20 MON, le calculateur 412 prend la relève.

Les actionneurs de gouverne sont généralement équipés d'un module de commande, COM, et d'un module de surveillance, MON, chargé de vérifier si les ordres
25 électriques transmis à l'actionneur par le module COM sont bien cohérents avec les commandes transmises par les modules des calculateurs. Les deux modules COM et MON d'un même terminal peuvent être multiplexés pour être reliés au même port d'un micro-commutateur ou bien
30 être reliés à des ports distincts d'un même micro-commutateur ou à des ports de micro-commutateurs

distincts, la première option permettant cependant de réduire le câblage du réseau. Les actionneurs de gouverne peuvent être aussi pourvus de capteurs abonnés au réseau (pour des raisons de simplification, une
5 seule liaison a été cependant représentée entre une gouverne et un micro-commutateur).

On a représenté en Figs. 5A à 5D les différentes variantes d'agencement d'un actionneur et d'un capteur
10 associé.

Selon les première et seconde variantes illustrées respectivement en Fig. 5A et Fig. 5B, le capteur 520 est installé à proximité, voire directement monté sur l'actionneur. L'actionneur est opéré par une
15 unité de contrôle de puissance hydraulique ou électronique, 530, encore dénommée PCU (*Power Control Unit*).

Dans la première variante représentée en Fig. 5A, le calculateur 510 transmet simplement une consigne de
20 position à une unité de contrôle déportée, 540, encore dénommée REU (*Remote Electronic Unit*), située à proximité de l'actionneur. Cette unité réalise localement l'acquisition des mesures du capteur, le calcul de la commande d'asservissement et sa
25 transmission à l'actionneur. Elle renvoie au calculateur la position courante de l'actionneur (ou une mesure de l'effet sur le système actionné, par exemple la position d'une gouverne). Les échanges entre l'unité REU et le calculateur se font à travers le
30 réseau AFDX, autrement dit l'unité REU, abonnée au réseau, reçoit du calculateur la position de consigne

et renvoie la position réelle de l'actionneur (ou une mesure relative au système actionné) sous la forme de messages AFDX sur une même liaison 560.

Dans la seconde variante, un concentrateur de données ou RDC (*Remote Data Concentrator*), 570, réalise l'interface entre le réseau AFDX, d'une part, et les liaisons analogiques 565 avec l'unité de contrôle de puissance et le capteur, d'autre part. Le calcul des commandes d'asservissement est effectué ici par le calculateur 510 à partir de la mesure renvoyée par le capteur 520.

Selon les troisième et quatrième variantes, représentées respectivement en Figs. 5C et 5D, le capteur de position est distant de l'actionneur. L'unité de contrôle déportée 540 et le capteur ne sont alors pas reliés au réseau AFDX par une seule et même liaison. La consigne de position est transmise par le calculateur 510 à l'unité de contrôle de puissance 530 via une première liaison, 561, et la position réelle de l'actionneur et/ou la mesure de l'effet de ce dernier sur le système est renvoyée par le capteur 520 via une seconde liaison, 562, au calculateur. Dans la quatrième variante, le capteur fournit les mesures de position sous forme analogique et le concentrateur de données les reformate sous forme de messages AFDX. Dans la troisième variante, le capteur est capable de transmettre directement ses mesures sous forme de messages AFDX sur le réseau (on parle alors de « capteur intelligent »).

La Fig. 6 représente un exemple d'intégration d'un système de commande de vol secondaire dans le système de la Fig. 3.

Dans l'exemple illustré, le système de commande de vol secondaire contrôle la position des volets et des bords d'attaque de l'aéronef. Le cas échéant, il comprend avantageusement des freins intelligents d'extrémité d'aile ou SWTB (*Smart Wing Tip Brake*) dont la fonction sera précisée plus loin.

Le système comporte un levier de sélection des positions des volets et des bords d'attaque, 650, commun aux pilote et copilote. Ce levier permet de sélectionner la cambrure souhaitée des ailes en agissant d'abord sur les bords d'attaque puis sur les volets.

Le levier 650 est équipé de capteurs (deux du côté pilote et deux du côté copilote) qui transmettent des informations de position du levier sur le réseau, par exemple via des concentrateurs de données notés $cRDC_1$ à $cRDC_4$. Ces concentrateurs assurent le multiplexage des signaux analogiques reçus des capteurs (avec des signaux analogiques issus d'autres capteurs) ainsi que leur conversion en messages AFDX. Les concentrateurs $cRDC_1$ et $cRDC_2$, d'une part, et les concentrateurs $cRDC_3$ et $cRDC_4$, d'autre part, permettent d'effectuer une surveillance croisée de la position du levier de sélection, au moyen des calculateurs 611 et 612, respectivement.

La position du levier de sélection est transmise aux calculateurs 611 et 612 du système de commande de vol primaire (identiques aux calculateurs 411 et 412 de

la Fig. 5) ainsi qu'aux calculateurs 613 et 614 du système de commande de vol secondaire. Les calculateurs 613 et 614 comme les calculateurs 611 et 612 sont de type générique et comporte chacun une voie COM et une
5 voie MON, chaque voie étant constituée par un ou plusieurs modules logiciel spécifique(s). En mode nominal, le calculateur 613 joue le rôle de maître et transmet directement les commandes aux actionneurs des bords d'attaque et des volets. Le calculateur 614 joue
10 le rôle d'esclave dans ce mode de fonctionnement mais prend la relève du calculateur maître si ce dernier est défaillant.

Le système de commande de vol secondaire comprend des unités de contrôle de puissance (hydraulique ou
15 électrique) 631, 632, actionnant conjointement un ensemble *SI* d'arbres de transmission commun aux deux ailes pour déployer ou rétracter les bords d'attaque. Ces deux unités de contrôle sont reliées respectivement aux micro-commutateurs μSW_1 et μSW_2 du réseau.

20 De manière similaire, le système de commande de vol secondaire comprend des unités de contrôle de puissance 633 et 634, actionnant conjointement un ensemble *FI* d'arbres de transmission commun aux deux ailes pour déployer ou rétracter les volets
25 hypersustentateurs. Ces deux unités de contrôle sont reliées respectivement aux micro-commutateurs μSW_3 et μSW_6 .

Les capteurs de position des actionneurs de bords d'attaque, 621, et ceux des actionneurs de volet, 622,
30 sont également reliés au réseau AFDX. Les différentes

variantes de montage des Figs. 5A à 5D peuvent être envisagées.

Les capteurs de position des bords d'attaque, 623, et ceux des volets, 624, fournissent les amplitudes de sortie respectives de ces éléments. Les mesures délivrées par les capteurs 624 sont avantageusement acquises par des modules de contrôle électronique des aérofreins ou *FCRM* (*Flight Control Remote Module*), appartenant au système de commande de vol primaire et répartis dans les ailes. Ces modules *FCRM*, désignés par 641 et 642 jouent alors le rôle de concentrateurs de données pour le compte des capteurs 624. De la sorte, les ressources matérielles disponibles du système de commande de vol primaire sont utilisées par le système de commande de vol secondaire. Les mesures délivrées par les capteurs 623 sont transmises au réseau, par exemple au moyen des micro-commutateurs μSW_1 et μSW_2 .

Le système de commande de vol secondaire fonctionne comme suit :

La position du levier de sélection 650 est acquise séparément par les concentrateurs $cRDC_1$ et $cRDC_2$ (et de même par les concentrateurs $cRDC_3$ et $cRDC_4$), installés près des organes de pilotage, et transmise via le réseau AFDX au calculateur 613 (respectivement 614). Le calculateur 613 détermine une consigne de sortie des bords d'attaque et des volets en fonction de la position du levier et en prenant en compte différents paramètres de vol tels qu'altitude,

vitesse etc. La consigne est transmise via le réseau AFDX aux unités de contrôle de puissance entraînant la rotation des arbres de déploiement des bords d'attaque et des volets. Selon la variante envisagée, l'asservissement à cette valeur de consigne est réalisé par le calculateur lui-même ou bien, si le temps de latence à travers le réseau est trop important, par des unités de contrôle déportées au niveau des actionneurs.

Les capteurs 621, 622 renvoient aux calculateurs, via le réseau AFDX, les positions respectives des actionneurs.

Des freins d'extrémité d'aile (non représentés), peuvent être prévus à raison de deux par arbre de déploiement, soit deux pour les arbres des volets et deux pour les arbres des bords d'attaque. Les freins montés sur les arbres de déploiement des bords d'attaque sont reliés chacun aux deux micro-commutateurs μSW_1 et μSW_2 . De manière similaire, les freins montés sur les arbres de déploiement des volets sont reliés chacun aux deux micro-commutateurs μSW_3 et μSW_6 . Les freins d'extrémité d'aile reçoivent les positions des actionneurs 623, 624 (angles de rotation des arbres) et les comparent aux mesures effectuées par leurs propres capteurs. En cas d'incohérence ou si l'écart entre ces mesures est trop important, la rotation de l'arbre de déploiement peut être stoppée afin d'éviter une asymétrie de portance et des contraintes mécaniques excessives voire une casse de cet arbre.

La Fig. 7 représente un exemple d'intégration d'un système de commande de propulsion dans le système de la Fig. 3.

Ce système comprend un organe de commande
5 manuelle de poussée, par exemple les manettes des gaz (*Thrust Levers*) à raison d'une par moteur, notées *TL*, situées dans le cockpit.

Le système de commande de propulsion comprend également des calculateurs de poussée et éventuellement
10 d'inversion de poussée. Dans l'exemple illustré, le système comprend les calculateurs moteur 731, 732, dénommés *EEC* (*Engine Electronic Controller*), ou encore *FADEC* (*Full Authority Digital Engine Control*) ainsi que les calculateurs d'inverseur de poussée, 741, 742.
15 Il est à noter que ces calculateurs assurent localement l'asservissement des moteurs. Dans le cas d'un avion à hélices, les calculateurs du système en question contrôlent les pas des hélices. De manière générale, l'inversion de poussée est réalisée par des moyens
20 électriques ou hydrauliques.

La position de l'organe de commande de poussée est mesurée par des capteurs (non représentés). Les mesures de position de ces capteurs sont transmises aux concentrateurs de données *cRDC*₁ à *cRDC*₄ qui les
25 relaient sous forme de messages AFDX aux calculateurs 711 et 712 du système de commande de vol primaire (identiques aux calculateurs 411 et 412 de la Fig. 4), plus particulièrement au module logiciel en charge du pilotage automatique, *AFS* (*Automatic Flight System*),
30 ainsi qu'aux calculateurs 713 et 714 du système de commande de propulsion.

Les calculateurs 713 et 714 sont de type générique et comportent chacun une voie COM et une voie MON, chaque voie étant constituée par au moins un module logiciel spécifique, *PCS* (*Propulsion Control System*). En mode nominal, selon le même principe qu'exposé plus haut, le calculateur 713 est maître et le calculateur 714 est esclave, ce dernier prenant la relève en cas de défaillance du premier.

En mode manuel, le calculateur 713 détermine le régime moteur, *B*, permettant d'obtenir la poussée requise, en fonction de la consigne de poussée, *A*, fournie par l'organe de commande manuelle de poussée. La consigne de régime moteur est transmise, via le réseau AFDX, aux calculateurs moteur et aux calculateurs d'inverseur de poussée.

En mode automatique, le calculateur 711 et plus précisément le module logiciel en charge du pilote automatique, détermine des consignes de poussée, *A'*, en fonction des positions des manettes des gaz et des altitude, cap et vitesse spécifiés au pilote automatique via l'unité de commande de vol ou *FCU* (*Flight Control Unit*), ainsi que de certains paramètres extérieurs (température, pression, phase de vol etc.). Cette consigne de poussée est transmise, via le réseau AFDX au calculateur 713 (module logiciel *PCS*) qui en déduit les consignes de régime moteur, *B*. Comme en mode manuel, la consigne de régime moteur est transmise, via le réseau AFDX, aux calculateurs moteur et aux calculateurs d'inverseur de poussée.

Les calculateurs moteur 731, 732 assurent le fonctionnement des moteurs au régime de consigne et

renvoie aux calculateurs 713, 714, via le réseau AFDX, des informations donnant l'état réel des moteurs.

Les calculateurs d'inverseur de poussée 741, 742 assurent l'asservissement des actionneurs d'inverseurs
5 et renvoie aux calculateurs 713, 714, via le réseau AFDX, des informations donnant l'état réel des actionneurs d'inverseur.

Le cas échéant, ces informations sont traitées par le calculateur 713 ou 714 avant d'être affichées
10 dans le poste de pilotage.

Enfin, le système de commande de propulsion comprend avantageusement une voie de secours ou *ABU* (*Analogue Back-Up*), réalisée par des lignes analogiques reliant directement les manettes des gaz aux
15 calculateurs moteur.

La Fig. 8 représente un exemple d'intégration d'un système de commande de freinage dans le système de commande de la Fig. 3.

20 Ce système comprend des pédales de freins B_1 , B_2 des pilote et copilote, le panneau de freinage automatique *ABP* (*Auto Brake Panel*) et des unités de contrôle de freinage BCU_1 , BCU_2 (*Braking Control Unit*), situées au niveau du train d'atterrissage et agissant
25 sur les vérins des freins. Il est à noter que les unités de contrôle de freinage assurent localement l'asservissement en couple de freinage et l'antiblocage des roues.

Les positions des pédales de frein ou les
30 consignes de freinage automatique (par exemple freinage faible, moyen ou fort) sont acquises par les

concentrateurs de données $cRDC_1$ à $cRDC_4$ et transmises sous formes de messages AFDX aux calculateurs 811 et 812 du système de commande de vol primaire (identiques aux calculateurs 411 et 412 de la Fig. 4), plus
5 précisément aux applications en charge du freinage automatique, *PFCS* (*Primary Flight Control System*), ainsi qu'aux calculateurs 813 et 814 du système de commande de freinage, plus précisément au module logiciel spécifique *BCS* (*Brake Control System*).

10 En mode automatique, le calculateur 811 détermine à partir de la consigne O sélectionnée par le pilote sur le panneau de freinage automatique et d'autres paramètres extérieurs, la décélération D à appliquer. En mode manuel (non représenté), le calculateur 813
15 détermine la décélération D à partir des positions des pédales de freins. Celui-ci détermine ensuite, en mode manuel ou automatique, le couple de freinage de consigne C à appliquer aux roues et le transmet aux unités de contrôle de freinage BCU_1, BCU_2 sous la forme
20 de messages AFDX.

Les calculateurs 813 et 814 sont de type générique et comporte chacun une voie COM et une voie MON, chaque voie étant constituée par au moins un module logiciel spécifique, *BCS*. En mode nominal,
25 selon le même principe qu'exposé plus haut, le calculateur 813 est maître et le calculateur 814 est esclave, ce dernier prenant la relève en cas de défaillance du premier.

Les roues du train d'atterrissage sont équipées
30 de capteurs de couple de freinage et de vitesse des roues. Le couple de freinage réel C' ainsi que la

vitesse V ainsi mesurés sont transmis aux calculateurs via des concentrateurs de données RDC qui formatent les mesures sous forme de messages AFDX. Plus précisément, la vitesse V est transmise au calculateur 5 811 (et 812) ainsi qu'au calculateur 813 (et 814) alors que le couple de freinage C' est transmis seulement au calculateur 813 (et 814). Le couple de freinage C' et la vitesse V peuvent également être transmis aux unités de contrôle BCU_1 , BCU_2 pour assurer 10 respectivement l'asservissement local en couple de freinage et la fonction d'antiblocage des roues.

Le calculateur 811 détermine, à partir de la vitesse V et, le cas échéant, d'autres paramètres, s'il doit autoriser ou non la sortie des aérofreins. 15 Dans l'affirmative, l'ordre de sortie S des aérofreins est transmis, via le réseau AFDX, aux modules de contrôle électronique des aérofreins, $FCRM$, c'est-à-dire ceux des actionneurs des gouvernes S_i^g et S_i^d de la Fig. 4.

20 Dans la mesure où l'on peut garantir un temps de latence suffisamment faible dans le réseau, il est envisageable de réaliser l'asservissement en couple de freinage non pas localement par les unités de contrôle de freinage BCU_1 , BCU_2 mais directement par le module 25 logiciel spécifique BCS .

La Fig. 9 représente un exemple d'intégration d'un système de commande d'orientation des roues dans le système de commande de la Fig. 3.

Ce système comprend un palonnier (commun aux deux pilotes), PL , et des barres de commande (*tillers*), TL_1, TL_2 , situés dans le poste de pilotage, ainsi que des unités de contrôle de l'orientation des roues, SCU_1
5 SCU_2 (*Steering Control Unit*) situées sur la roulette avant et, selon le type d'aéronef, sur le train d'atterrissage principal. Ces unités SCU_1, SCU_2 pilotent des actionneurs et assurent leur asservissement autour d'une position de consigne donnée.

10 Les positions, notées W , du palonnier et/ou des barres de commande sont acquises, comme précédemment, au moyen des concentrateurs de données $cRDC_1$ à $cRDC_4$ et transmises sous formes de messages AFDX aux calculateurs 911 et 912 du système de commande de vol
15 primaire (identiques aux calculateurs 411 et 412 de la Fig. 4), plus particulièrement au module logiciel en charge du pilotage automatique, AFS (*Automatic Flight System*), ainsi qu'aux calculateurs 913 et 914 du système de commande d'orientation des roues.

20 Les calculateurs 913 et 914 sont de type générique et comportent chacun une voie COM et une voie MON, chaque voie étant constituée par au moins un module logiciel spécifique, SCS (*Steering Control System*). En mode nominal, le calculateur 913 est maître
25 et le calculateur 914 esclave, ce dernier prenant la relève en cas de défaillance du premier.

En mode manuel, le calculateur 913 (ou 914) détermine à partir des positions W , la consigne ST d'ordre de braquage des roues et la transmet aux unités
30 de contrôle SCU_1, SCU_2 , via le réseau AFDX. Ces unités

renvoient aux calculateurs l'angle réel d'orientation de la/des roue(s). Parallèlement, le calculateur 911 (ou 912) peut déterminer, à partir des positions W , et en fonction de la vitesse de l'avion, la consigne R d'ordre de braquage de la dérive. Cette consigne est alors transmise, via le réseau AFDX, aux modules de contrôle électronique de la gouverne de direction, $FCRM$, du système de vol primaire, c'est-à-dire à ceux des actionneurs RDR_1 et RDR_2 de la Fig. 4. Les modules $FCRM$ en question renvoient aux calculateurs 911 et 912, l'angle réel d'orientation de la dérive.

En mode d'atterrissage automatique, le module AFS du calculateur 911 (ou 912) détermine à partir d'un certain nombre de paramètres, notamment l'écart angulaire entre l'axe de l'avion et l'axe de la piste, la vitesse de l'avion, une consigne angulaire W' qui est transmise, via le réseau AFDX au calculateur 913 (ou 914). Le calculateur 913 (ou 914) détermine à partir de W' , la consigne ST d'ordre de braquage de roues et la transmet comme précédemment aux unités de contrôle, SCU_1 , SCU_2 , via le réseau AFDX. En outre, le module AFS peut également transmettre une consigne R d'angle de dérive aux modules de contrôle électronique $FCRM$, comme précédemment. Les consignes ST et R sont calculées de manière à ce qu'à basse vitesse l'action exercée sur les roues soit prépondérante par rapport à celle sur la gouverne de direction. A l'inverse, à grande vitesse, l'action exercée sur la gouverne de direction est prépondérante par rapport à celle exercée sur les roues.

La Fig. 10A représente un exemple d'intégration d'une première variante de système hydraulique dans le système de commande de la Fig. 3.

Ce système comprend une pluralité de circuits hydrauliques ségrégués, chacun étant équipé de pompes et de capteurs de pression, ainsi que des calculateurs génériques 1013, 1014. Chacun de ces calculateurs comporte une voie COM et une voie MON, chaque voie étant constituée par un ou plusieurs modules logiciel spécifique(s) à la gestion du système hydraulique, *HMS* (*Hydraulic Management System*). Les calculateurs 1013 et 1014 contrôlent chacun un circuit hydraulique respectif.

On a également représenté sur la Fig. 10, les autres calculateurs/modules logiciels 1011, 1012 susceptibles d'utiliser les mesures de pression fournies par les capteurs du système hydraulique.

Les pompes électriques P_1, P_2 sont respectivement associées à des contacteurs de puissance PC_1, PC_2 , qui permettent de les mettre sous tension ou de les arrêter. Ces contacteurs de puissance peuvent être, par exemple, des contacteurs à semi-conducteurs (*Solid State Power Controller*), ou des contacteurs électromécaniques. Ces contacteurs sont pilotés par le module logiciel *HMS*.

Dans la variante représentée, les capteurs de pression 1020 sont distants des contacteurs des pompes électriques P_1, P_2 au sens de la configuration illustrée en Fig. 5D. Autrement dit, les mesures des capteurs sont acquises, formatées sous forme de messages AFDX

puis transmises aux calculateurs 1013, 1014 par les concentrateurs de données RDC_1 , RDC_2 .

Une seconde variante du système de commande hydraulique est représentée en Fig. 10B. Cette variante diffère de la première en ce qu'elle comprend des blocs électro-hydrauliques intégrés HPP_1 , HPP_2 (*Hydraulic Power Package*). Cette variante correspond à la configuration de capteurs de la Fig. 5A. Chaque bloc intégré comprend une pompe électrique, des capteurs de pression et des unités électroniques de contrôle de puissance EPC_1 , EPC_2 . Ces unités électroniques sont chacune capables de recevoir, via le réseau AFDX, des ordres de mise sous tension et d'arrêt, des consignes de vitesse du moteur (ou de manière équivalente de débit) de la pompe et de renvoyer les informations de pression fournies par les capteurs, aux modules logiciel *HMS* des calculateurs 1013, 1014, ainsi qu'aux autres modules logiciel des calculateurs 1011, 1012.

On comprendra que d'autres variantes du système de commande hydraulique pourront être alternativement envisagées, par exemple en utilisant les configurations de capteurs illustrées en Figs. 5B et 5D, sans pour autant sortir du cadre de la présente invention.

Il a été fait référence dans la description à des calculateurs génériques 411-412, 611-614, 711-714, 811-814, 911-914, 1011-1014. L'homme du métier comprendra que ces calculateurs peuvent être réalisés au moyen d'une ou plusieurs cartes IMA. Les calculateurs appartenant à des systèmes de commande distincts

peuvent être des machines virtuelles et donc partager tout ou partie d'une pluralité de cartes IMA.

De même, les modules logiciel hébergés par les calculateurs précités peuvent résider sur une ou
5 plusieurs cartes IMA et, réciproquement, une carte IMA peut héberger des modules logiciels relatifs à différents systèmes de commande.

La présente description a successivement montré l'intégration et coopération du système de commande de
10 vol primaire avec le système de commande de vol secondaire, le système de commande de propulsion, le système de commande de freinage, le système de commande d'orientation des roues et le système de commande hydraulique. On comprendra que tous ces systèmes de
15 commande ou seulement certains d'entre eux pourront être intégrés avec le système de vol primaire. Dans le cas où ils sont intégrés avec ce dernier, l'homme du métier comprendra que le système complet permet d'offrir des lois de commande de vol, de freinage etc.,
20 très efficaces dans la mesure où ces lois font intervenir plusieurs systèmes de commande opérant en synergie.

REVENDICATIONS

1. Système de commande d'aéronef (300) comprenant un premier système de commande (SC_1), destiné à
5 contrôler une première fonction de l'aéronef, un second système de commande (SC_2), distinct du premier système de commande, destiné à contrôler une seconde fonction de l'aéronef, distincte de la première fonction, le premier système de commande comprenant au moins un
10 premier calculateur (310_1), un premier ensemble de capteurs (320_1) et d'actionneurs (330_1), le premier calculateur étant adapté à recevoir des mesures desdits capteurs et à commander lesdits actionneurs dudit premier ensemble, le second système de commande (SC_2)
15 comprenant au moins un second module de calcul (310_2), un second ensemble de capteurs (320_2) et d'actionneurs (330_2), le second calculateur étant adapté à recevoir des mesures desdits capteurs et à commander lesdits actionneurs dudit second ensemble, caractérisé en ce
20 que les premier et second calculateurs ainsi que les capteurs et actionneurs des premier et second ensembles sont abonnés à un même réseau AFDX (340) et que les premier et second ensembles possèdent au moins un capteur commun (320).

25

2. Système de commande d'aéronef selon la revendication 1, caractérisé en ce que les premier et second calculateurs comprennent chacun une voie de commande (COM) et une voie de surveillance (MON),
30 chaque voie étant constituée de logiciels spécifiques à la fonction remplie par le calculateur, hébergés par un

calculateur générique, les logiciels spécifiques de la première voie étant différents des logiciels spécifiques de la seconde voie.

5 **3.** Système de commande d'aéronef selon la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que ledit premier système de commande est un système de commande de vol primaire adapté à contrôler les ailerons, les gouvernes de profondeur, les dérives ainsi que les
10 aérofreins de l'aéronef.

4. Système de commande d'aéronef selon la revendication 3, caractérisé en ce que ledit second système de commande est un système de commande de vol
15 secondaire adapté à contrôler les becs ainsi que les volets de l'aéronef.

5. Système de commande d'aéronef selon la revendication 4, caractérisé en ce que le système de
20 commande de vol secondaire comprend une pluralité de capteurs (624) pour mesurer les amplitudes de sortie respectives des volets, les mesures fournies par ces capteurs étant transmises au réseau AFDX au moyen de modules de contrôle électronique (641, 642) du système
25 de commande de vol primaire, lesdits modules de contrôle électronique étant disposés à proximité et contrôlant les actionneurs des aérofreins de l'aéronef.

6. Système de commande d'aéronef selon la revendication 3, caractérisé en ce que ledit second
30 système de commande est un système de commande de

propulsion, adapté à contrôler les régimes respectifs des moteurs de l'aéronef.

7. Système de commande d'aéronef selon la
5 revendication 6, caractérisé en ce que le second
calculateur (713, 714) est adapté à recevoir, en mode
manuel, une consigne de poussée (A, A') d'un organe de
commande manuelle de poussée (TL) ou, en mode
automatique, du premier calculateur (711, 712) et à en
10 déduire une consigne de régime moteur (B) avant de la
transmettre à une unité de contrôle (731, 732, 741,
742) d'un moteur de l'aéronef.

8. Système de commande d'aéronef selon la
15 revendication 4, caractérisé en ce que ledit second
système de commande est un système de commande de
freinage de l'aéronef.

9. Système de commande d'aéronef selon la
20 revendication 8, caractérisé en ce que le système de
freinage comprend une pluralité de capteurs de vitesse
et de capteurs de couple montés sur le train
d'atterrissage de l'aéronef, les mesures fournies par
ces capteurs étant acquises et formatées sous forme de
25 messages AFDX par des concentrateurs de données (RDC_1 ,
 RDC_2) avant d'être transmises au second calculateur
(813) via ledit réseau.

10. Système de commande d'aéronef selon la
30 revendication 9, caractérisé en ce que les mesures de
vitesse sont transmises en outre au premier calculateur

(811) par les concentrateurs de données, via le réseau AFDX, ledit calculateur déterminant un ordre (*S*) de sortie des aérofreins en fonction de ladite vitesse et d'informations de freinage (*O*) fournies, en mode
5 manuel par les pédales de frein, et en mode automatique par une unité de freinage automatique (*ABP*).

11. Système de commande d'aéronef selon la revendication 4, caractérisé en ce que ledit second
10 système de commande est un système de commande d'orientation d'au moins la roue avant de l'aéronef.

12. Système de commande d'aéronef selon la revendication 11, caractérisé en ce que les premier et
15 second calculateurs (911, 913) reçoivent des informations de braquage (*W*) fournies par le palonnier et/ou des barres de commande du poste de pilotage et, qu'en mode manuel, le second calculateur détermine l'angle de braquage de la roue et la transmet, via
20 ledit réseau, à une unité de contrôle d'orientation de la roue (*SCU*), située à proximité de celle-ci et, qu'en mode de pilotage automatique, le premier calculateur détermine une commande de la gouverne de direction (*W'*), la transmet, via ledit réseau, au
25 second calculateur, le second calculateur en déduisant l'angle de braquage et le transmettant à ladite unité de contrôle d'orientation de la roue.

13. Système de commande d'aéronef selon la revendication 4, caractérisé en ce que ledit second
30 système de commande est un système de commande

hydraulique de l'aéronef, adapté à mettre sous tension et à arrêter au moins une pompe électrique montée sur un circuit hydraulique.

10 **14.** Système de commande d'aéronef selon la revendication 13, caractérisé en ce que ledit système de commande hydraulique comprend au moins un contacteur (PC_1 , PC_2) abonné audit réseau et adapté à mettre sous tension/arrêter ladite pompe, un capteur de pression (1020) monté sur le circuit hydraulique, les mesures de pressions fournies par ledit capteur étant acquises et formatées sous forme de messages AFDX par un concentrateur de données (RDC_1 , RDC_2), puis transmises au premier et au second calculateurs via ledit réseau.

15. Aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend un système de commande d'aéronef selon l'une des revendications 1 à 14.

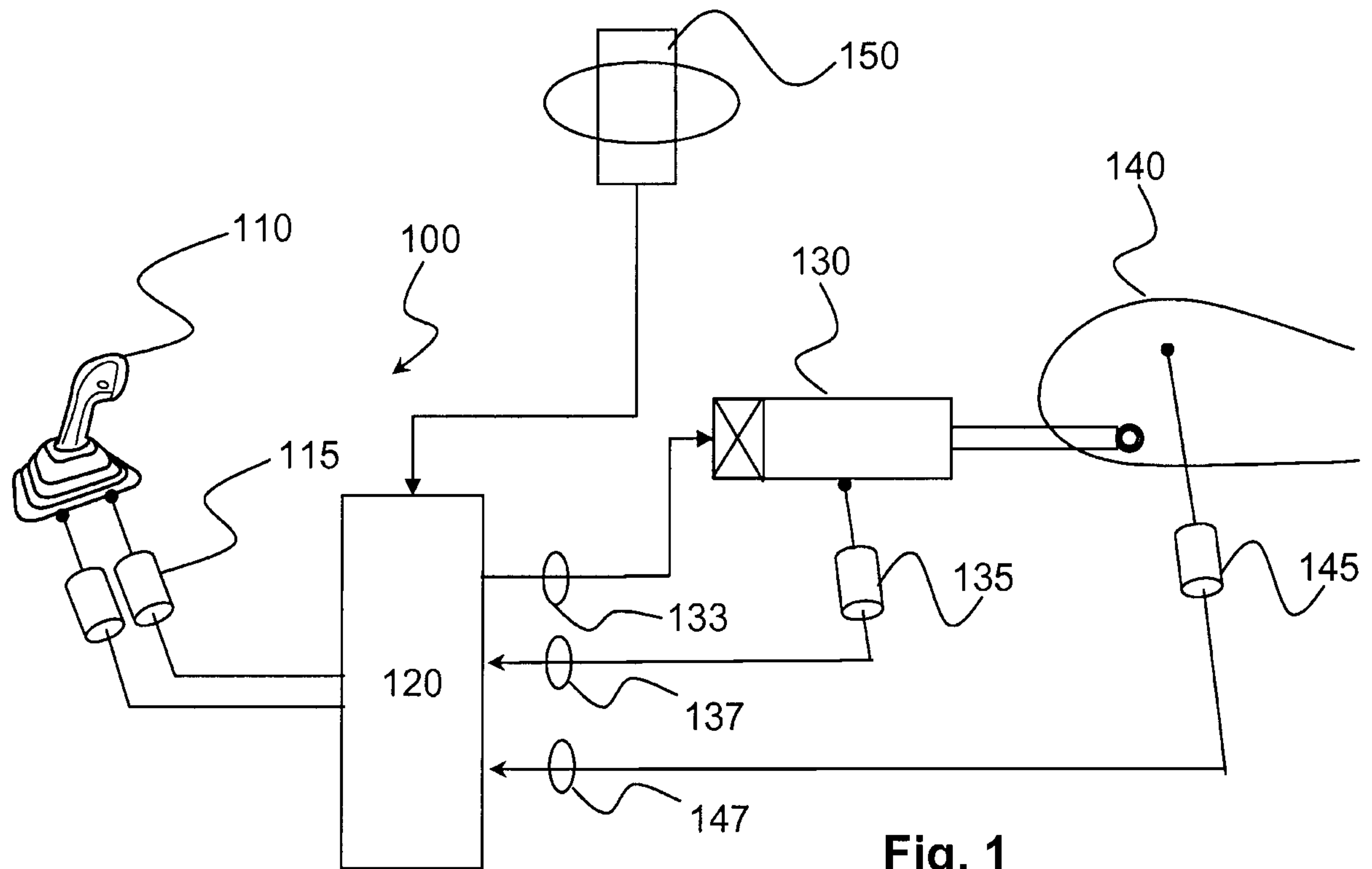
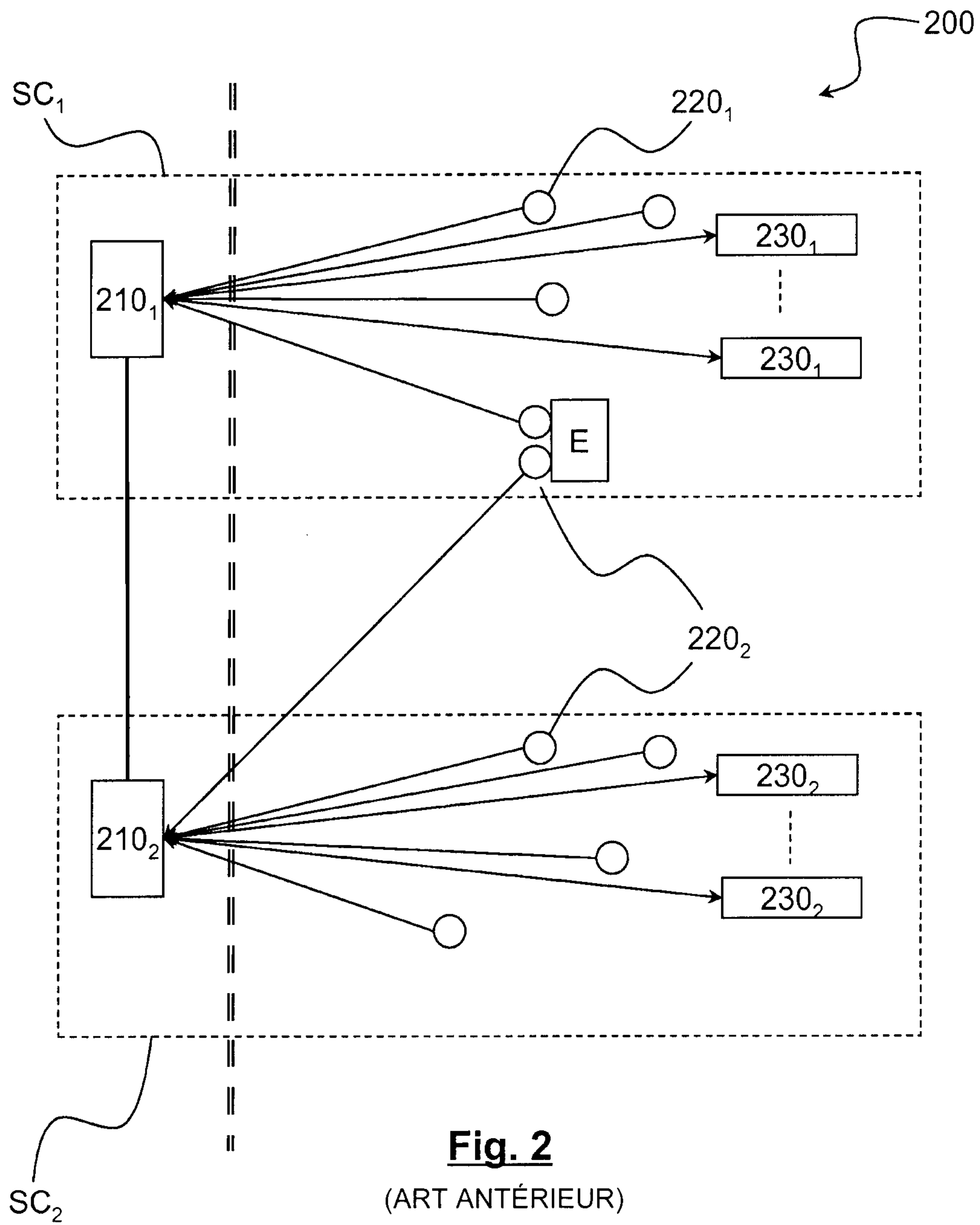
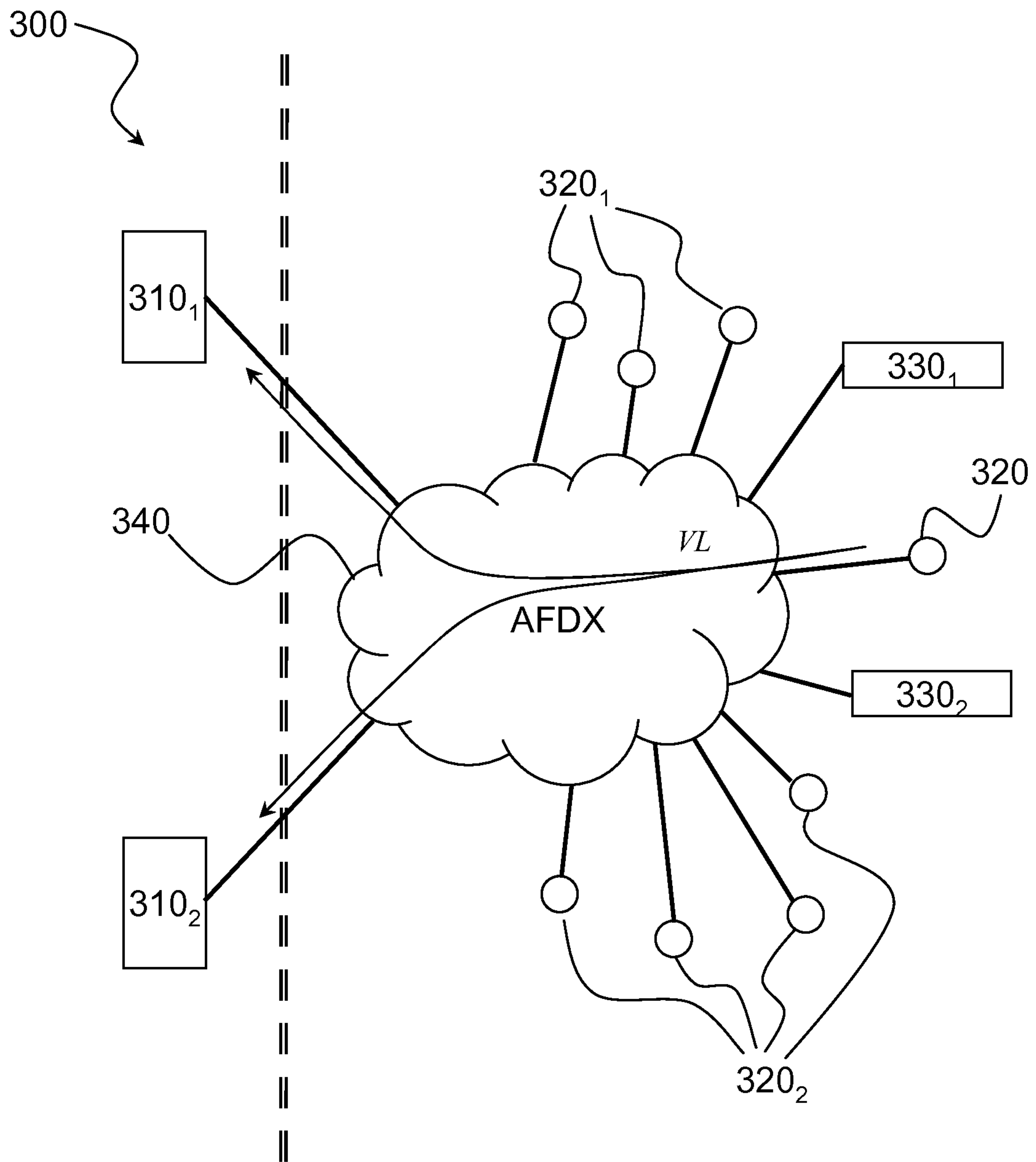


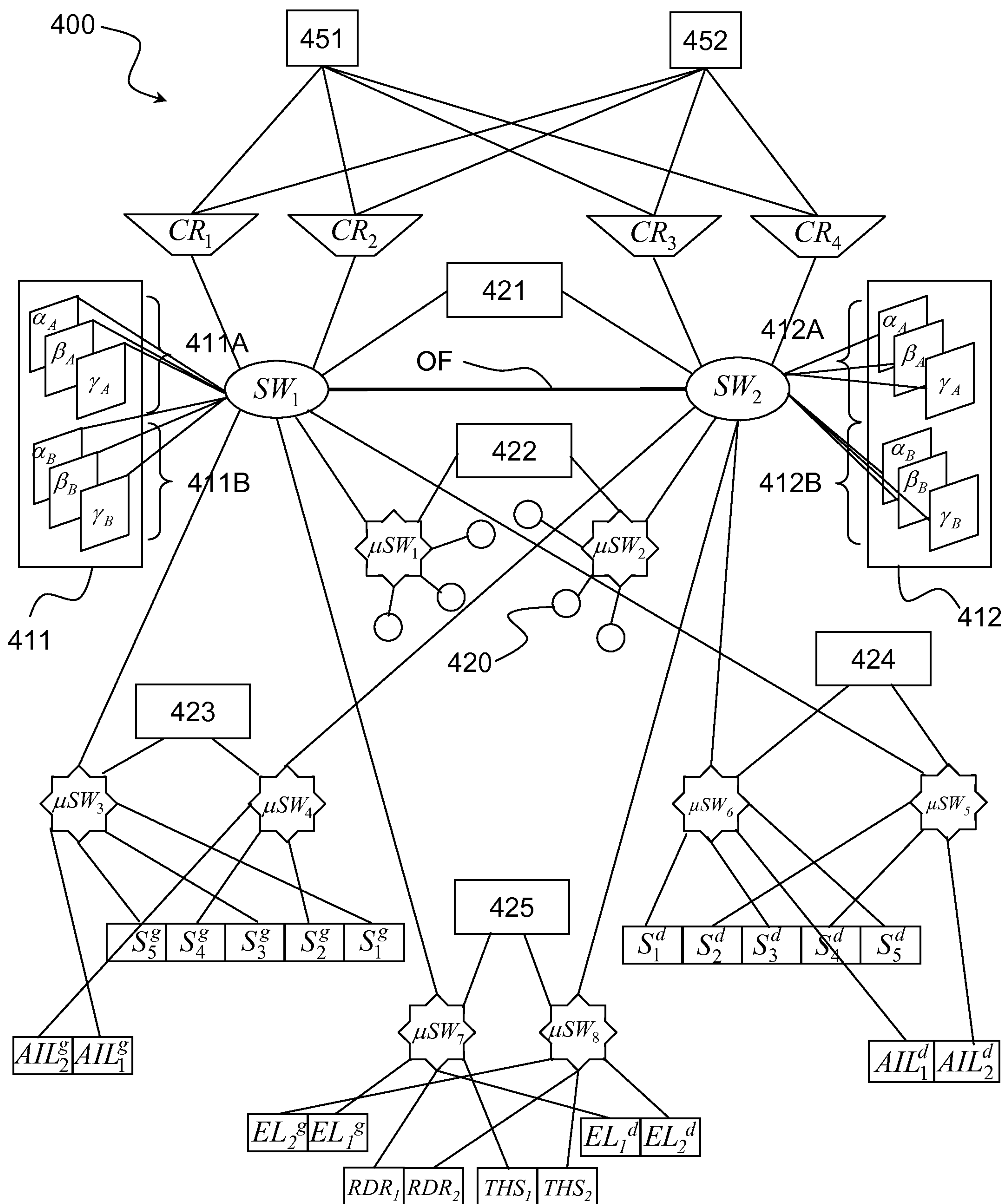
Fig. 1
(ART ANTÉRIEUR)

2/11

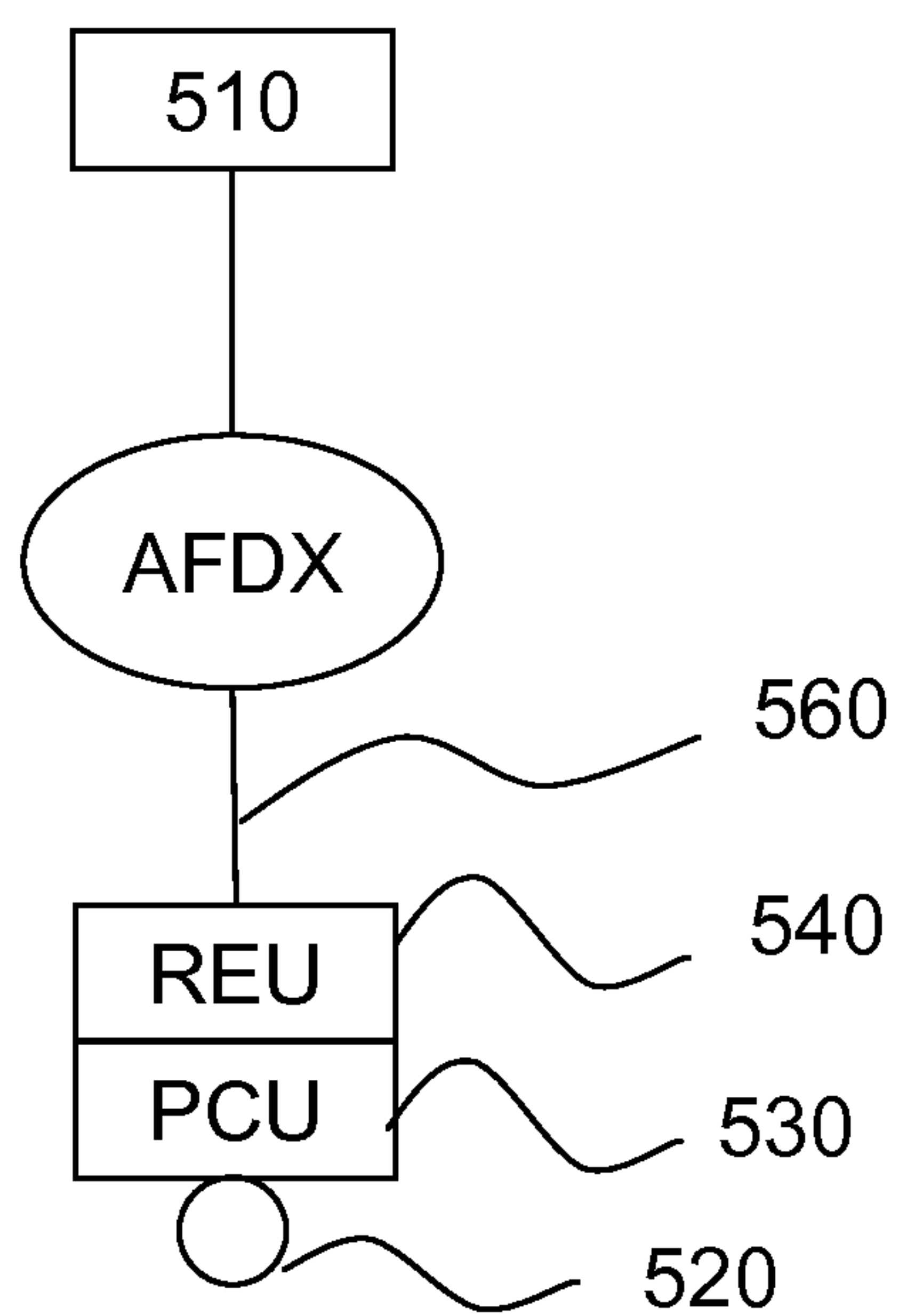
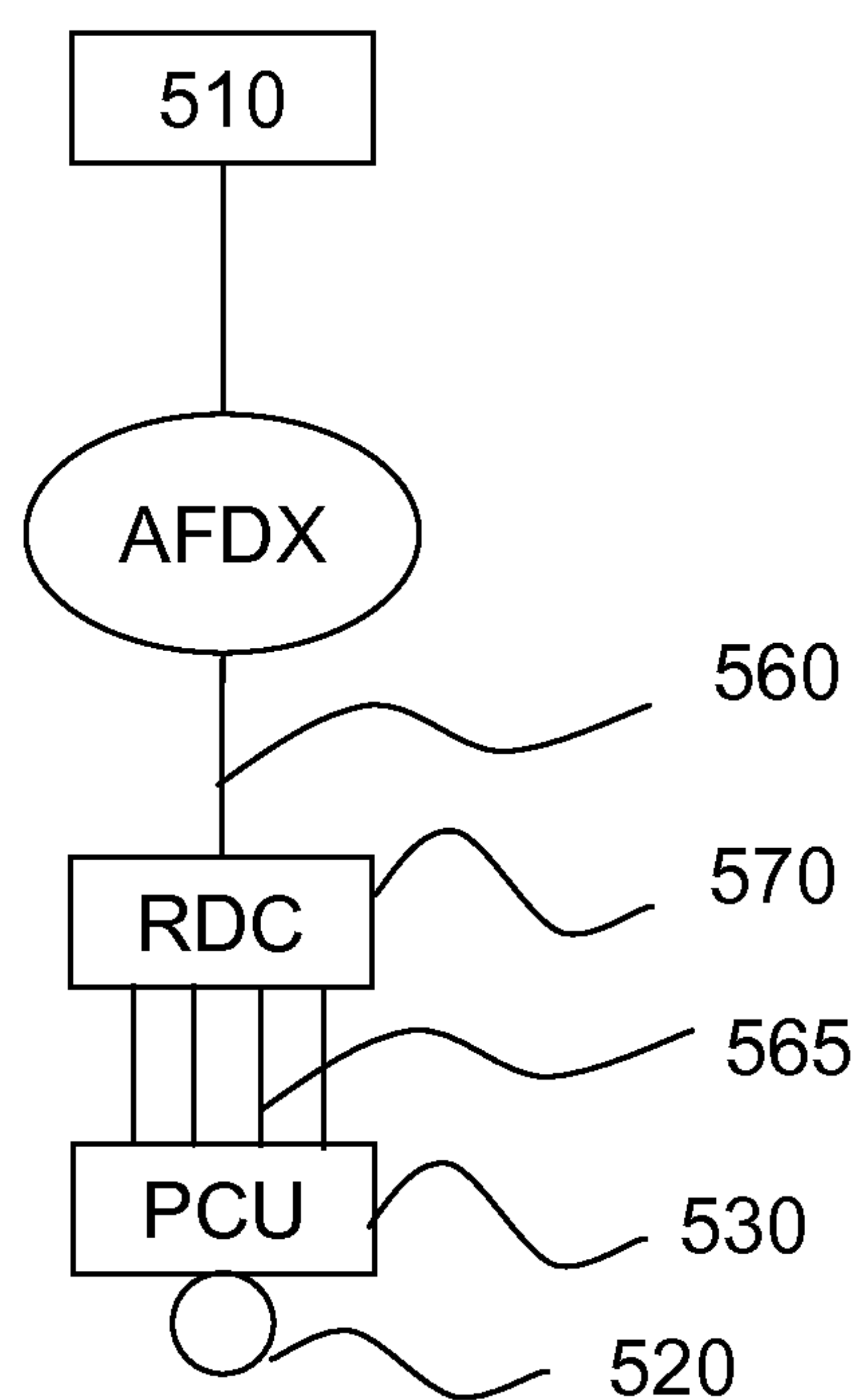
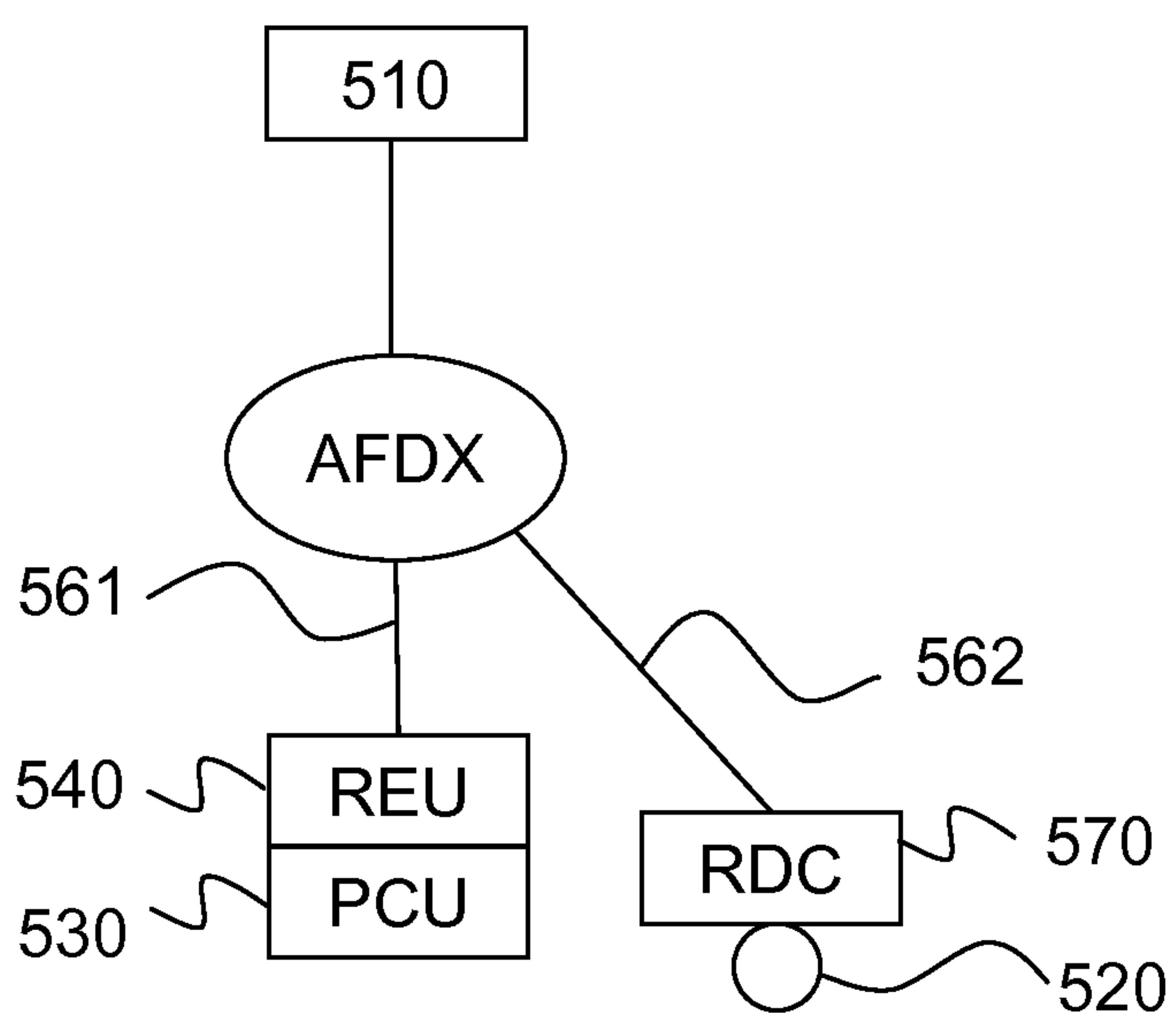
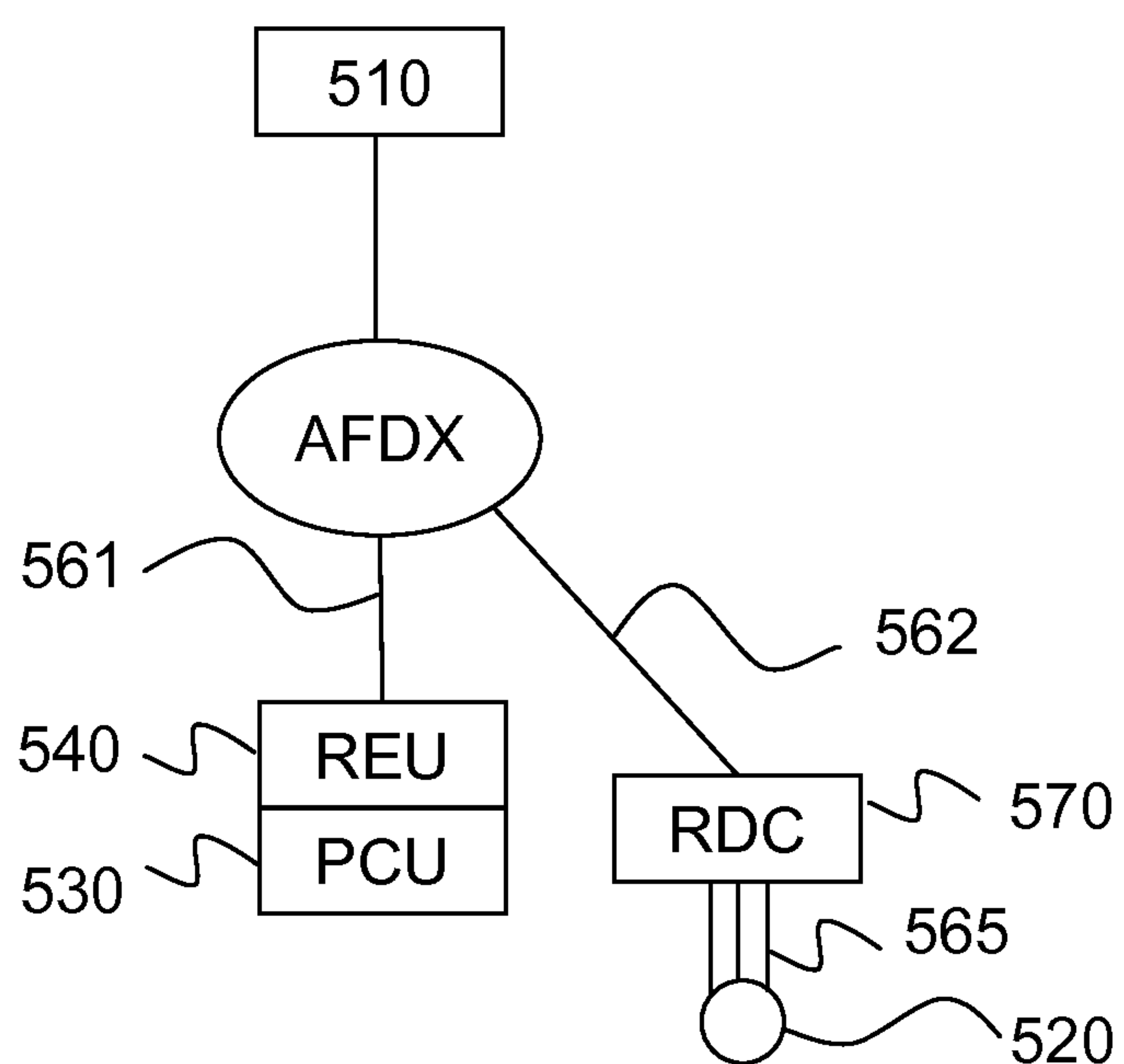


3/11

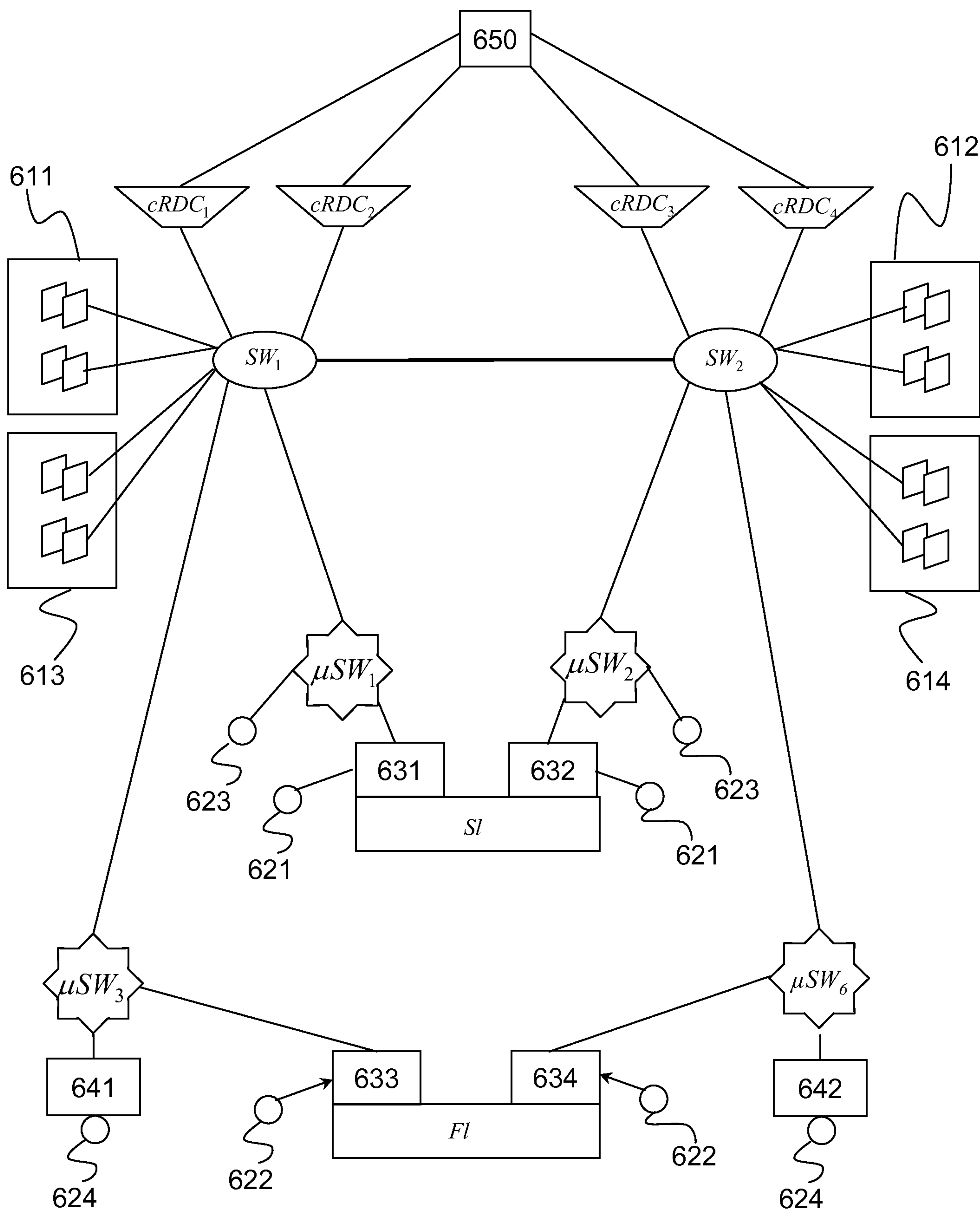
**Fig. 3**

**Fig. 4**

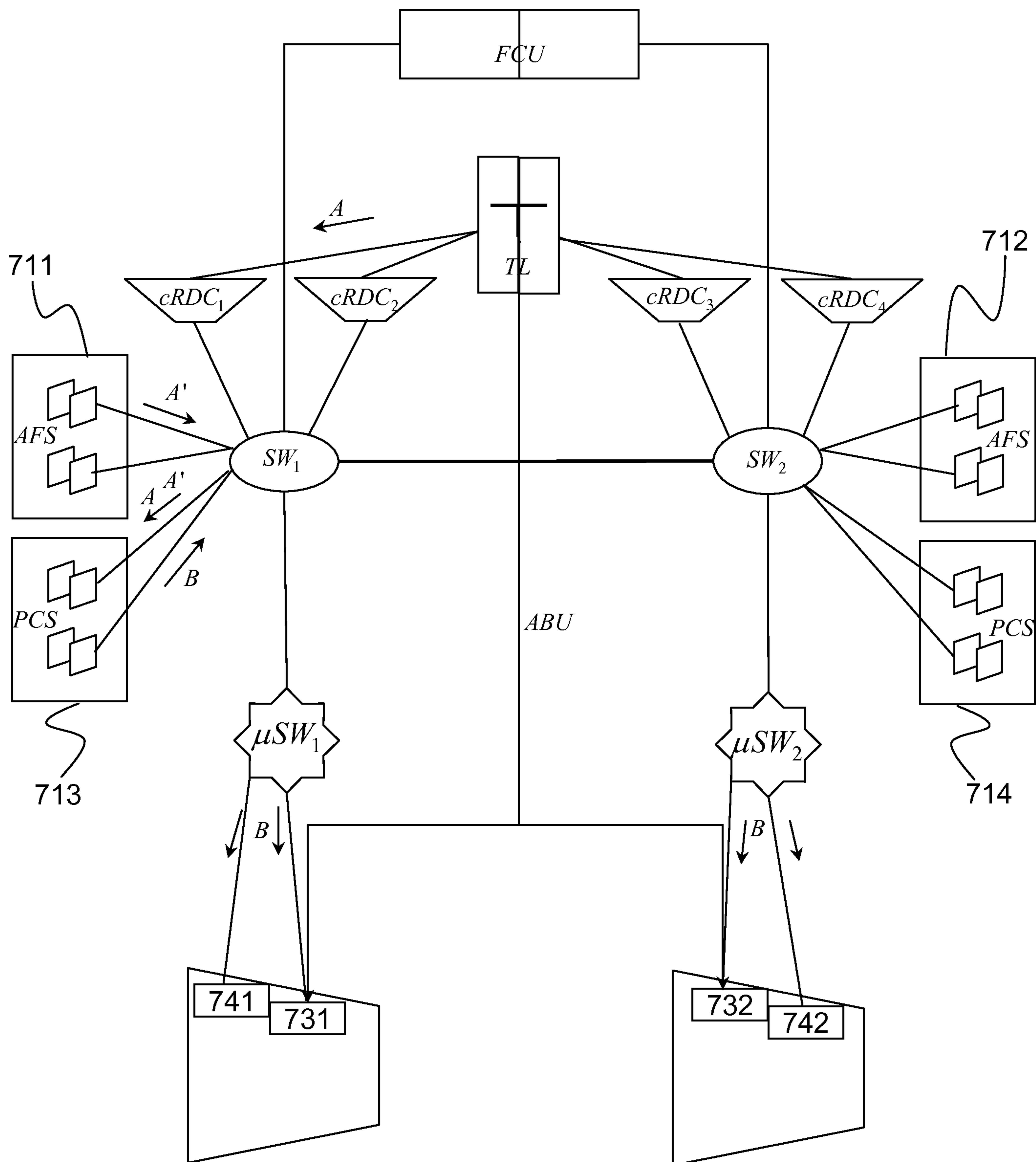
5/11

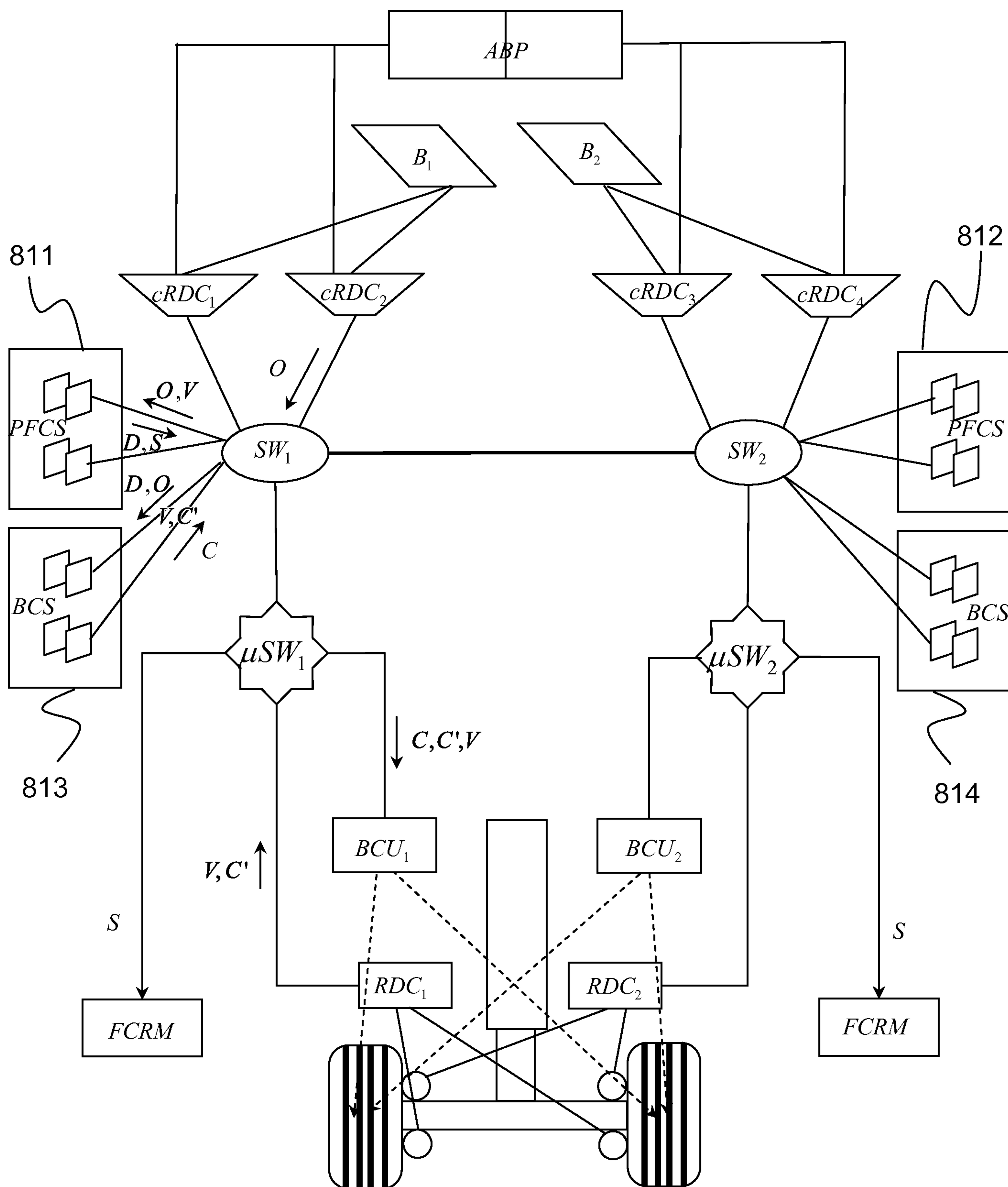
**Fig. 5A****Fig. 5B****Fig. 5C****Fig. 5D**

6/11

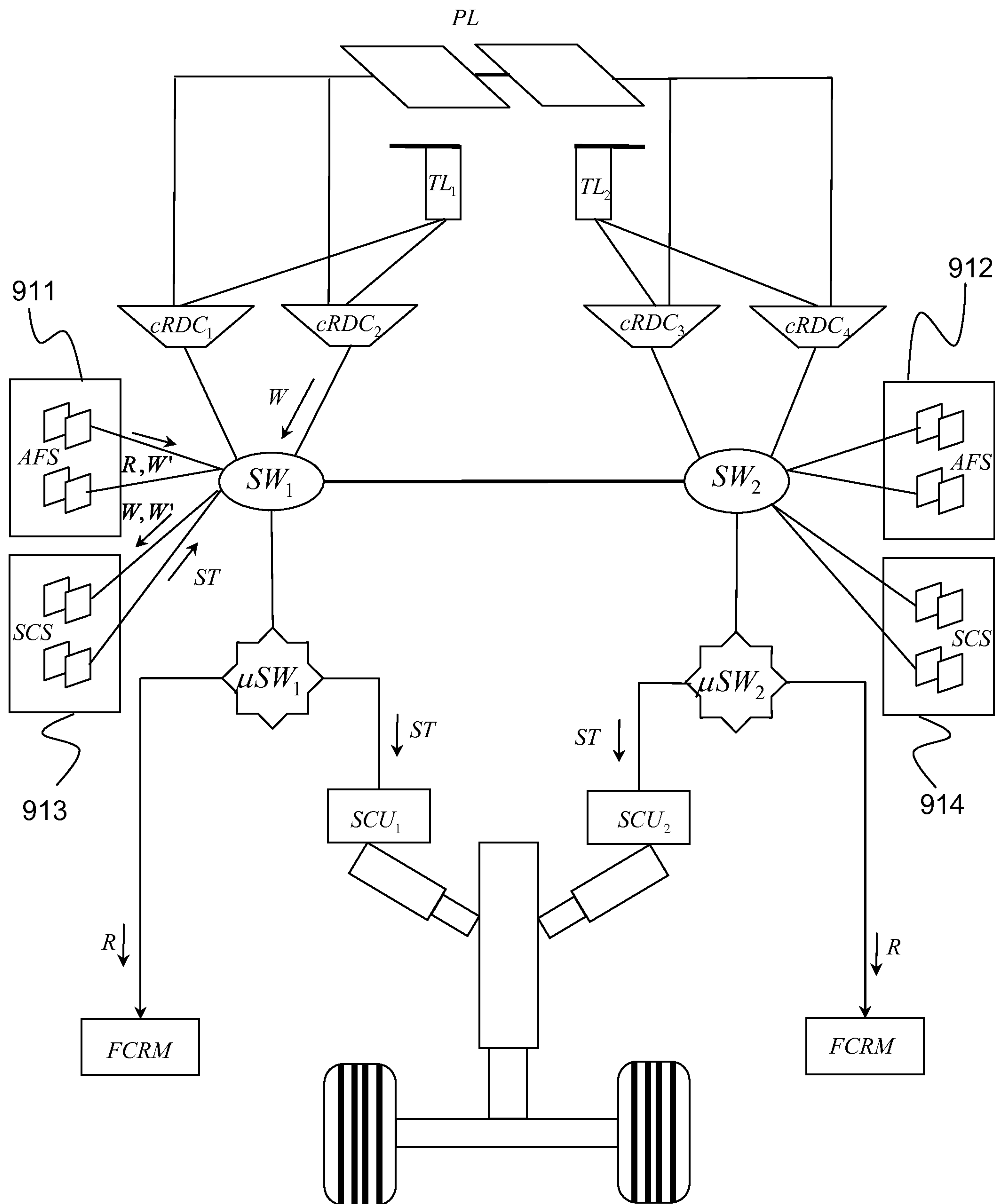
**Fig. 6**

7/11

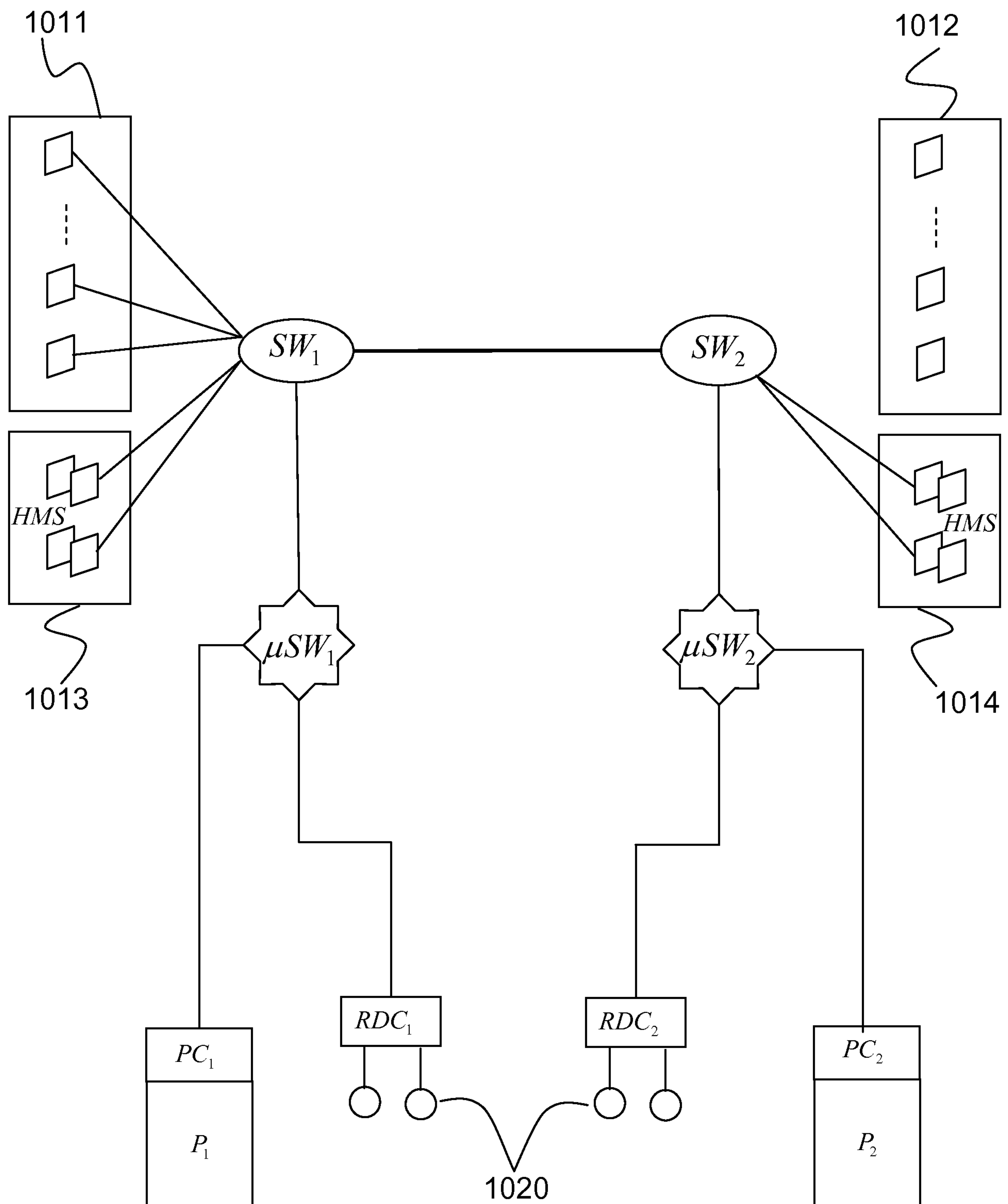
**Fig. 7**

**Fig. 8**

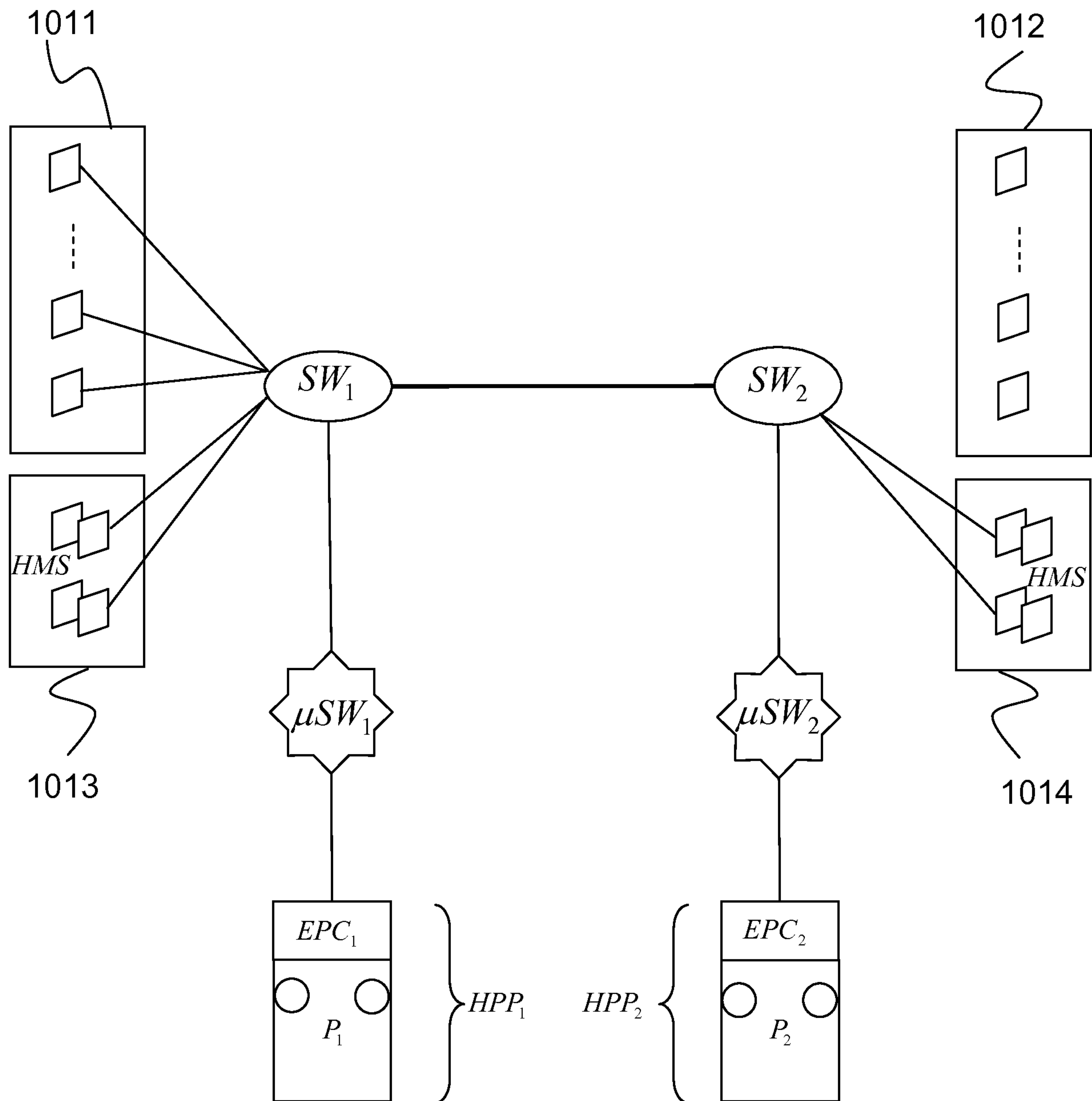
9/11

**Fig. 9**

10/11

**Fig. 10A**

11/11

**Fig. 10B**

