



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Domaine aviation

Rapport final n° 2264 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'incident grave de l'avion
AVRO 146-RJ100, HB-IYY,

exploité par Swiss European Air Lines
avec l'indicatif d'appel SWR35R

survenu le 24 mars 2013

à proximité du point de cheminement
LUSAR, 50 NM au nord-ouest de
l'aéroport de Genève

Ursachen

Der schwere Vorfall ist auf einen Kontrollverlust des Druckluftversorgungssystems zurückzuführen, höchstwahrscheinlich infolge einer Vereisung der pneumatischen Leitungen des Kontrollsystems zur Steuerung der Kabinendruckventile sowie einer übermässigen Reibung, welche die Funktion des sekundären Kabinenregulationsventils beeinträchtigte.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) relatives aux circonstances et aux causes de cet incident grave.

Conformément à l'article 3.1 de la 10^e édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la Convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'article 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue française.

Toutes les informations contenues dans ce rapport, sauf indication contraire, se réfèrent au moment où s'est produit l'incident grave.

Pour assurer la protection des données, le rapport fait usage du masculin générique.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure universelle coordonnée (*coordinated universal time* – UTC). Au moment où s'est produit l'incident grave, l'heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*central european time* – CET).

La relation entre LT, CET et UTC est: $LT = CET = UTC + 1 \text{ h}$.

Table des matières

Introduction	6
Enquête	6
Synopsis	6
Causes	7
Recommandations de sécurité	7
1 Renseignements de base	8
1.1 Déroulement du vol	8
1.1.1 Généralités	8
1.1.2 Faits antécédents	8
1.1.2.1 Incident survenu le 8 mars 2013	8
1.1.2.2 Premier vol du 24 mars 2013	9
1.1.3 Vol au cours duquel s'est produit l'incident grave	9
1.1.4 Lieu où s'est produit l'incident grave	11
1.2 Personnes blessées	11
1.3 Dommages à l'aéronef	11
1.4 Autres dommages	11
1.5 Renseignements sur le personnel	12
1.5.1 Equipage.....	12
1.5.1.1 Commandant	12
1.5.1.1.1 Expérience de vol	12
1.5.1.2 Copilote.....	12
1.5.1.2.1 Expérience de vol	13
1.6 Renseignements sur l'aéronef	13
1.6.1 Renseignements généraux.....	13
1.6.2 Charges emportées	14
1.6.3 Systèmes de l'aéronef en cause	14
1.6.3.1 Pressurisation	14
1.6.3.2 Régulateur de pressurisation.....	15
1.6.3.3 Vannes de régulation d'échappement cabine	16
1.6.3.4 Indications en opération normale	18
1.6.3.5 Indications en opération anormale	19
1.6.3.6 Contrôle en mode manuel.....	19
1.6.3.7 Protections provenant du CPC	19
1.6.3.8 Oxygène pour les passagers.....	21
1.6.3.9 Oxygène pour le cockpit.....	23
1.6.4 Maintenance	23
1.6.4.1 Travaux de maintenance effectués entre le 8 et le 24 mars 2013	23
1.7 Renseignements météorologiques	23
1.7.1 Généralités	23
1.7.2 Situation générale.....	23
1.7.3 Conditions météorologiques peu avant le décollage de Londres-City	24
1.7.4 Conditions météorologiques au moment de l'atterrissage à Genève.....	24
1.7.5 Données astronomiques.....	24
1.7.6 Information météorologique d'aérodrome	24
1.8 Aides à la navigation	25
1.9 Communications	25
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	25
1.10.1 Généralités	25
1.10.2 Pistes	25

1.10.3	Services de sauvetage et de lutte contre les incendies	25
1.11	Enregistreurs de bord.....	25
1.11.1	Enregistreur de données de vol.....	25
1.11.2	Enregistreur de conversation de poste de pilotage	25
1.12	Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	26
1.13	Renseignements médicaux et pathologiques.....	26
1.14	Incendie	26
1.15	Questions de survie.....	26
1.16	Essais et recherches	26
1.17	Renseignements en matière d'organisation et de gestion.....	27
1.18	Renseignements supplémentaires	27
1.18.1	Inscription du problème de pressurisation dans le livre technique de bord	27
1.18.2	Travaux effectués suite à l'incident grave survenu le 24 mars 2013	28
1.18.3	Contrôle de qualité	28
1.19	Techniques d'investigation utiles ou efficaces	28
2	Analyse.....	29
2.1	Aspects techniques	29
2.1.1	Premier vol du 24 mars 2013 de Genève à Nice	29
2.1.2	Contrôleur de pressurisation et vannes de régulation d'échappement cabine	29
2.1.3	Masques à oxygène en cabine.....	30
2.1.4	Présence de fumée au-dessus de la rangée de sièges numéro dix	30
2.2	Facteurs humains et opérationnels	30
3	Conclusions	32
3.1	Faits établis	32
3.1.1	Aspects techniques	32
3.1.2	Aspects humains	32
3.1.3	Déroulement du vol	33
3.1.4	Conditions-cadres.....	33
3.2	Causes	34
4	Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'incident grave	35
4.1	Recommandations de sécurité	35
4.2	Avis concernant la sécurité.....	35
4.3	Mesures prises après l'incident grave	35
Annexes.....		36

Rapport final

Introduction

Propriétaire	Swiss International Air Lines Ltd., Boîte postale, 4002 Bâle
Exploitant	Swiss European Air Lines AG, Malzgasse 15, 4052 Bâle
Constructeur	British Aerospace Regional Aircraft LTD, Grande-Bretagne
Type d'aéronef	AVRO 146-RJ100
Pays d'immatriculation	Suisse
Immatriculation	HB-IYY
Numéro de vol	LX0435
Indicatif d'appel	SWR35R
Lieu	A proximité du point de cheminement LUSAR, 50 NM au nord-ouest de l'aéroport de Genève (LSGG)
Date et heure	24 mars 2013 à 15:15 UTC

Enquête

L'incident grave s'est produit le 24 mars 2013 à 15:15 UTC. Il a été annoncé le même jour à 16:10 UTC au Service d'enquête sur les accidents (SESA¹) qui a ouvert une enquête le jour même.

Le SESA a notifié l'incident (grave) à la Grande-Bretagne qui a nommé un représentant accrédité.

Le rapport final est publié par le Service suisse d'enquête de sécurité (SESE).

Synopsis

Le 24 mars 2013, l'avion de type AVRO 146-RJ100 immatriculé HB-IYY effectue le vol de ligne LX0435 de Londres-City à Genève. Vingt-cinq minutes avant l'atterrissage l'avion maintient le niveau de vol FL 270. Il est en contact avec le centre de contrôle de Genève qui l'autorise à suivre la route d'arrivée venant du nord, LUSAR 1N. L'équipage de conduite perçoit une variation de la pression cabine. Un code d'erreur est affiché sur le contrôleur de la pressurisation cabine mais aucune alarme n'est activée. L'altitude cabine et la pression différentielle sont normales pour cette phase de vol. Le variomètre cabine indique un taux de montée. Le copilote informe le contrôleur d'un problème de pressurisation et demande l'autorisation de descendre.

Le commandant de bord commute le système de pressurisation en mode manuel. Alors que l'avion est en descente, les masques à oxygène en cabine se déploient. L'équipage de conduite déclare une situation d'urgence. Le vol de descente se poursuit et l'atterrissage se déroule sans encombre. Les passagers quittent l'avion normalement et aucun d'entre eux ne requiert une assistance médicale.

¹ Le SESA (Service d'enquête sur les accidents) est devenu le SESE (Service suisse d'enquête de sécurité) le 1^{er} février 2015.

Causes

L'incident grave est dû à une perte de contrôle de la pressurisation probablement causée par la présence de glace dans les conduites pneumatiques du système de contrôle des deux vannes de régulation d'échappement cabine ainsi qu'à un frottement excessif altérant le fonctionnement de la vanne de régulation d'échappement cabine secondaire.

Recommandations de sécurité

Aucune

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol repose sur les enregistrements des communications radiotéléphoniques, les paramètres de vol, les tracés radar, les dépositions des membres d'équipage de conduite et les informations reçues de l'entreprise de maintenance. L'enregistrement des conversations dans le poste de pilotage (*cockpit voice recorder – CVR*) s'est avéré inutilisable car l'alimentation électrique de l'enregistreur n'a pas été coupée après l'atterrissage.

Pendant le vol, le copilote était aux commandes de l'aéronef (*pilot flying – PF*), le commandant de bord remplissait la fonction de pilote surveillant (*pilot monitoring – PM*). Suite aux problèmes de pressurisation le commandant de bord a procédé à la répartition des tâches prévues pour les situations anormales dénommée *worksplitt*. Le copilote est resté aux commandes et s'est occupé des transmissions radiotéléphoniques. Le commandant de bord s'est chargé de la check-list pour les situations anormales, de la communication avec le personnel de cabine et des annonces aux passagers.

Il s'agissait d'un vol commercial de ligne, effectué selon les règles de vol aux instruments (*instrument flight rules – IFR*).

1.1.2 Faits antécédents

1.1.2.1 Incident survenu le 8 mars 2013

Le 8 mars 2013, alors que l'avion HB-IYY était au niveau de croisière FL 300, un déploiement intempestif des masques à oxygène en cabine a eu lieu malgré un fonctionnement normal de la pressurisation. Un descriptif des systèmes de pressurisation et d'oxygène figure au chapitre 1.6.

Les faits suivants ont été constatés :

- l'activation des indications cockpit « *PAX OXY OUT* » ;
- le déclenchement du disjoncteur cockpit « *PAX OXY* » ;
- le non-fonctionnement de l'annonce automatique pour les passagers ;
- le non-déploiement des masques à oxygène des toilettes avant ainsi que de ceux de la position de travail avant du personnel de cabine ;
- l'utilisation des masques à oxygène aux rangées de sièges n°19 (sièges A, B), n°14 (sièges D, E, F) et n°16 (sièges D, E, F).

Suite à cet incident, les travaux suivants ont été effectués :

- réinstallation des masques à oxygène non déployés suite à une installation incorrecte ;
- remplacement des générateurs d'oxygène utilisés ;
- vérification du système électrique de déploiement ; celle-ci n'a révélé aucune anomalie.

Par mesure de précaution les éléments principaux suivants du système de déploiement ont été changés :

- les deux interrupteurs de déploiement (*override switches*) situés dans le cockpit ainsi que leur connecteur ;
- le relais de commande d'ouverture des masques et sa carte électronique commandant le délai d'ouverture de deux secondes ;
- la capsule anéroïde servant au déploiement automatique lorsque l'altitude cabine dépasse 13 250 ft.

Un test du système de déclenchement a été effectué selon la procédure du manuel de maintenance. Le système fonctionnait correctement et l'avion a pu être remis en service le 9 mars 2013.

Aucun problème de pressurisation ou de déploiement des masques à oxygène n'a été signalé du 9 au 24 mars 2013.

1.1.2.2 Premier vol du 24 mars 2013

Le matin du 24 mars 2013, l'avion HB-IYY a effectué un premier vol de Genève à Nice avec le même équipage de conduite que celui du vol au cours duquel s'est produit l'incident grave. La température extérieure était de 2 °C durant la nuit précédant le départ et de 5 °C au moment du décollage. Durant la montée vers le FL 230, en passant le FL 109, une alarme sonore à tonalité unique (*single chime*) a retenti, accompagnée momentanément des alarmes lumineuses principales clignotantes ambres (*attention getting lamps*). Celles-ci se sont ensuite éteintes sans action de l'équipage de conduite. Ensuite le système de pressurisation a annoncé une faute mineure en allumant en blanc l'indication « *PRESSN* » sur le panneau d'alarme centralisé (*central warning panel – CWP*). L'équipage de conduite a appliqué la check-list pour cette situation anormale demandant de relever les codes d'erreur affichés par le contrôleur de pressurisation cabine (*cabine pressure controller – CPC*). Le commandant de bord en a informé la compagnie après l'atterrissage à Nice, où la température extérieure était de 10°C.

Le vol de retour vers Genève s'est déroulé sans problème. Après l'atterrissage à Genève, le commandant de bord a inscrit ce qui suit dans le livre technique de bord de l'avion (*technical log*) : « *On flight LX 520, GVA-NCE, FL 109: during climb MC present followed by a white PRESSN indication, MASTER CAUTION² went off again. On OVHD panel pressurization D/P PRI visible. MCL performed by pressing CLEAR DISPLAY, FAULT D/P SEC indication. Pressing again until D/P 6.2 indicating. PRESSN white remained on. Controllable in AUTO MODE. Test successful. Return flight uneventful.* » A Genève, le service de maintenance a effectué un test du CPC. Celui-ci s'est avéré satisfaisant et l'avion est reparti avec le même équipage pour un vol à destination de Londres-City.

1.1.3 Vol au cours duquel s'est produit l'incident grave

Le 24 mars 2013 à 14:09 UTC, l'avion AVRO 146-RJ100 immatriculé HB-IYY décolle de l'aéroport de Londres-City. Il effectue le vol de ligne LX0435 à destination de Genève. Il s'agit du quatrième vol pour l'avion et l'équipage ce jour-là. Le copilote est aux commandes. Vingt-cinq minutes avant l'atterrissage, l'avion quitte son niveau de vol de croisière FL 310 puis maintient le FL 270. L'équipage de conduite

² MASTER CAUTION : dénomination utilisée par d'autres constructeurs. Elle fait ici référence à l'alarme centralisée clignotante ambre *attention getting lamp* à laquelle est associée une alarme sonore à tonalité unique *single chime*.

est en contact avec le centre de contrôle de Genève qui l'autorise à suivre la route d'arrivée venant du nord, LUSAR 1N. Les pilotes perçoivent une variation de la pression cabine et contrôlent les indications du système de pressurisation. Le code d'erreur « *PRI* » est affiché sur le CPC et le témoin « *PRESSN* » est illuminé en blanc sur le bas du CWP. Aucune alarme n'est activée et les valeurs de la pression différentielle ainsi que de l'altitude cabine sont normales pour le niveau de vol du moment. Le variomètre cabine indique un taux de montée.

Le commandant de bord établit un *worksplitt* dans le cockpit et débute la check-list relative aux problèmes de pressurisation ACL³ 1.06 *Loss of Control of Pressurisation* (voir annexe 1). Il commute le CPC du mode automatique au mode manuel. Il effectue ensuite la check-list ACL 1.08 *Manual Control of Pressurization* (voir annexe 3) contenant les valeurs à utiliser avec le CPC en mode manuel et agit sur le taux de la cabine à l'aide du bouton « *MAN RATE*⁴ ». Pendant ce temps, le copilote informe le contrôleur d'un problème de pressurisation et demande l'autorisation de descendre. Le vol LX0435 est autorisé aux niveaux de vol FL 230, puis FL 190 et FL 100. Durant la descente le commandant de bord observe un taux de montée de la cabine de 3000 ft/min.

Entre le FL 230 et le FL 170 les masques à oxygène en cabine, dénommés ci-après masques, se déploient. Le copilote constate que le témoin lumineux « *PAX OXY OUT* » situé sur l'interrupteur du côté droit et servant à leur déploiement est allumé. Dans le but d'assurer leur bon déploiement, il presse sur l'interrupteur précité. Alors que l'avion est en descente entre le FL 218 et le FL 160, le maître de cabine effectue un premier appel d'urgence « *EMER CALL*⁵ » et informe le commandant de bord par interphone que les masques de la cabine sont déployés et utilisés par l'équipage ainsi que par les passagers. Le commandant de bord confirme le problème de pressurisation. Il lui demande d'informer l'équipage et les passagers qu'ils doivent continuer à utiliser les masques et rester assis. Puis il informe le copilote de la situation en cabine et décide que tous deux doivent également mettre leur masque à oxygène.

A 15:20:16 UTC, alors que le vol passe le FL 160 en descente vers le FL 100, le copilote effectue un premier appel radiotéléphonique au moyen du micro équipant le masque. Le commandant de bord est toujours occupé par le réglage manuel du taux de la cabine à l'aide du bouton « *MAN RATE* ». Il sélectionne un taux de descente de -300 ft/min mais celui-ci fluctue entre -700 et +5000 ft/min.

A 15:22:40 UTC, alors que l'avion passe le FL 105 en descente vers le FL 100, l'alarme d'altitude cabine « *CABIN HI ALT*⁶ » s'allume en rouge sur le CWP accompagnée par un klaxon intermittent. De plus, une alarme sonore triple (*triple chime*) retentit, accompagnée des alarmes lumineuses principales clignotantes rouges (*attention getting lamps*) situées directement devant les pilotes.

A 15:23:37 UTC l'avion maintient le FL 100 et le copilote annonce une situation d'urgence au contrôleur. Il transmet le message : « ... *we declare PAN PAN due to loss of pressurisation* ». Le maître de cabine effectue un second « *EMER CALL* » à l'attention du commandant de bord. Il l'informe qu'un peu de fumée sort

³ ACL : *abnormal checklist*.

⁴ MAN RATE : *manual rate*, taux manuel.

⁵ EMER CALL : *emergency call*, alarme sonore d'urgence demandant au pilote d'écouter l'interphone cockpit-cabine. Elle est activable depuis les postes de travail des équipages de cabine.

⁶ CABIN HI ALT : *cabin high altitude*, altitude cabine élevée.

des logements des générateurs à oxygène de la rangée de sièges n° 10, accompagnée par une forte odeur dans la cabine. Suite à cet appel, le commandant de bord insère le code transpondeur de détresse 7700.

A 15:23:54 UTC l'avion quitte le FL 100 pour le FL 80. L'alarme « *CABIN HI ALT* » s'éteint lorsqu'il passe le FL 99.

A 15:26 UTC environ, les pilotes retirent leur masque alors que l'avion est au FL 80. Le commandant de bord effectue une annonce aux passagers et à l'équipage de cabine indiquant qu'il est dorénavant possible de retirer les masques. Il annonce également que l'atterrissage aura lieu à Genève dans dix minutes et sans préparation particulière. Il informe le contrôleur que l'avion restera sur la piste après l'atterrissage pour effectuer une inspection de la cabine.

A 15:34:30 UTC, l'atterrissage se déroule normalement et l'avion s'arrête sur la piste 05. Le commandant de bord s'assure que tout est normal en cabine et qu'il n'y a pas de fumée. Il décide que l'avion peut rouler jusqu'au parking, accompagné des véhicules du service de sécurité de l'aéroport (SSA). Les passagers quittent l'appareil normalement. Il n'y a aucun blessé et personne ne sollicite d'assistance médicale.

1.1.4 Lieu où s'est produit l'incident grave

Lieu	A proximité du point de cheminement LUSAR, 50 NM au nord-ouest de l'aéroport de Genève (LSGG)
Niveau et phase de vol	Entre FL 270 et FL 190, en descente

1.2 Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	4	93	97	Sans objet
Total	4	93	97	0

1.3 Dommages à l'aéronef

Dix conteneurs pour les masques à oxygène en cabine ont dû être remplacés.

1.4 Autres dommages

Aucun

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Equipage

1.5.1.1 Commandant

Personne	Citoyen suisse, né en 1976
Licence	Pilote de ligne (<i>airline transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) selon <i>European Aviation Safety Agency</i> (EASA), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 1 ^{er} septembre 2003
Qualifications de Type	AVRORJ / BAe146, commandant de bord (PIC), valable jusqu'au 31 juillet 2013
Qualifications	Vol aux instruments IR(A) <i>Language proficiency</i> <i>English Level 4</i> , valable jusqu'au 31 juillet 2013
Dernier test d'aptitudes	Contrôle de compétence (<i>licence proficiency check – LPC</i>), le 27 juin 2012

Les données à disposition indiquent que le commandant de bord a débuté son service reposé et en bonne santé.

1.5.1.1.1 Expérience de vol

Heures totales	5567 h
Dont sur le type en cause	2688 h
Pendant les 90 derniers jours	88 h
Dont sur le type en cause	88 h
Durant les dernières 24 h	6:45 h
Dont sur le type en cause	6:45 h
En tant que commandant de bord	1245 h

1.5.1.2 Copilote

Personne	Citoyen allemand, né le 29 avril 1987
Licence	Pilote de ligne (<i>airline transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) selon <i>European Aviation Safety Agency</i> (EASA), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 30 mars 2012

Qualifications de Type	AVRORJ / BAe146, valable jusqu'au 31 mai 2013
Qualifications	Vol aux instruments IR(A) <i>Language proficiency</i> <i>English Level 4</i> , valable jusqu'au 31 décembre 2014

Dernier test d'aptitudes	Contrôle de compétence LPC, le 30 mars 2012
--------------------------	---

Les données à disposition indiquent que le copilote a débuté son service reposé et en bonne santé.

1.5.1.2.1 Expérience de vol

Heures totales	2138 h
Dont sur le type en cause	1930 h
Pendant les 90 derniers jours	101 h
Dont sur le type en cause	101 h
Durant les dernières 24 h	6:45 h
Dont sur le type en cause	6:45 h

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-IYY
Type d'aéronef	AVRO 146RJ-100
Caractéristiques	Avion de ligne quadriréacteur à aile haute
Constructeur	British Aerospace Regional Aircraft Ltd, Grande-Bretagne
Année de construction	1998
N° de série	E3339
Propriétaire	Swiss International Air Lines Ltd., Boîte postale, 4002 Bâle
Exploitant	Swiss European Air Lines AG, Malzgasse 15, 4052 Bâle
Groupes propulseurs	4 Allied Signal LF507-1F
Heures d'exploitation de la cellule	32 759 h
Nombre de cycles	30 846

Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel d'exploitation de l'aéronef (<i>aircraft flight manual – AFM</i>)
Entretien	Contrôle périodique <i>C-Check</i> effectué à 28 185 h TSN ⁷
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC, le 11 avril 2007 et valable jusqu'à sa radiation du registre d'immatriculation
Certificat de navigabilité	Etabli par l'OFAC le 11 avril 2007
Certificat d'examen de navigabilité	Date de délivrance : 22 mars 2013 Date d'expiration : 3 avril 2014
Champ d'utilisation	Exploitation commerciale

1.6.2 Charges emportées
Sans influence sur l'incident grave.

1.6.3 Systèmes de l'aéronef en cause

1.6.3.1 Pressurisation

Le système de pressurisation permet de maintenir certaines zones de l'avion à une altitude inférieure à celle de l'avion. A titre d'exemple, lorsque l'avion se trouve à une altitude de 27 000 ft l'altitude de la cabine est maintenue à une altitude de 5200 ft. Il en résulte une différence de pression entre la pression atmosphérique extérieure et celle régnant à l'intérieur de la cabine, appelée pression différentielle.

La pression atmosphérique diminuant avec l'altitude, il est nécessaire de compenser cette diminution par de l'air comprimé amené dans la cabine. Cet air comprimé est prélevé des moteurs ou du groupe de puissance auxiliaire (*auxiliary power unit – APU*). La température et le débit de l'air comprimé sont régulés par deux unités, appelées *pack*, avant que celui-ci soit envoyé dans les zones pressurisées de l'avion, notamment dans la cabine des passagers et dans le cockpit. Il est ensuite évacué dans l'atmosphère au travers de deux vannes de régulation d'échappement cabine (*outflow valves*). Ce processus est continu et permet de renouveler en permanence l'air interne de l'avion.

⁷ TSN: *time since new*, temps d'utilisation depuis neuf.

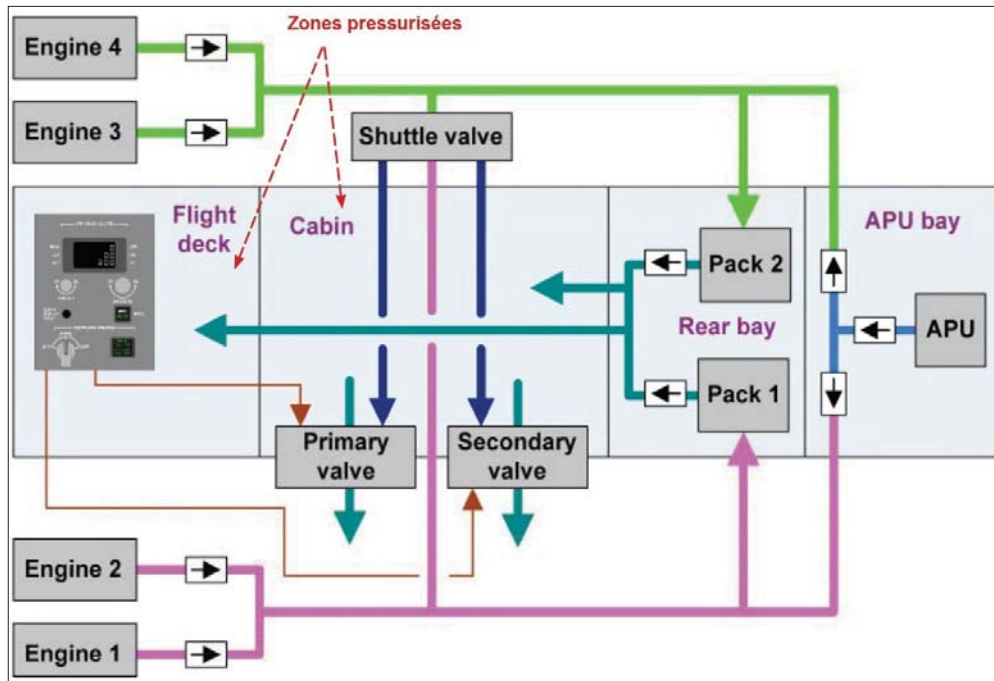


Figure 1: schéma de principe du système de pressurisation

1.6.3.2 Régulateur de pressurisation

Un régulateur appelé *cabin pressure controller* (CPC) ajuste l'ouverture des deux *outflow valves*, réglant précisément la pression cabine en modulant le débit d'air sortant. Normalement le CPC fonctionne en mode automatique et adapte la pression cabine en fonction de l'altitude de l'avion selon des valeurs préétablies.

Le CPC possède un canal primaire (*primary chanel – PRI*) et un canal secondaire (*secondary chanel – SEC*) ayant chacun leur propre référence de pression cabine. Le CPC reçoit également des informations d'altitude, de calage altimétrique et de vitesse provenant des deux calculateurs indépendants de données aérodynamiques (*air data computer – ADC*).

Normalement le CPC utilise le canal primaire. En cas de panne de ce dernier le CPC commute automatiquement sur le canal secondaire.



Figure 2: régulateur de pressurisation cabine CPC

1.6.3.3 Vannes de régulation d'échappement cabine

Lorsque le système n'est pas actif, les vannes de régulation d'échappement cabine (*outflow valves*) sont fermées par un ressort. Leur ouverture est actionnée à l'aide d'un dispositif venturi appelé *jet pump* qui crée une succion dans la chambre de référence (*reference chamber pressure*) (voir figure 3). Le CPC module la succion au moyen d'un dispositif électropneumatique, régulant ainsi la dépression dans la chambre de référence (*reference chamber pressure*).

Pour la vanne primaire, l'air aspiré pour créer la dépression vient directement de la cabine, à travers un orifice calibré (*cabine pressure inlet*). Pour la vanne secondaire qui n'a pas de *cabin pressure inlet*, l'air vient de la chambre de référence de la vanne primaire par une conduite pneumatique d'interconnexion (*link pipe*) reliant les deux chambres de référence. Cette conduite est en aluminium, d'un diamètre d'environ 10 mm et les deux *outflow valves* sont distantes d'environ 6 m.

Lorsque le canal primaire du CPC effectue la régulation, il commande électriquement le moteur-couple (*torque motor*) de la *primary outflow valve* et la *secondary outflow valve* lui est pneumatiquement asservie.

Lorsque le canal secondaire du CPC effectue la régulation, il commande électriquement le *torque motor* de la *secondary outflow valve* et la *primary outflow valve* lui est pneumatiquement asservie.

La position d'ouverture de la vanne résulte des actions du ressort, de la succion et de la pression dans la cabine.

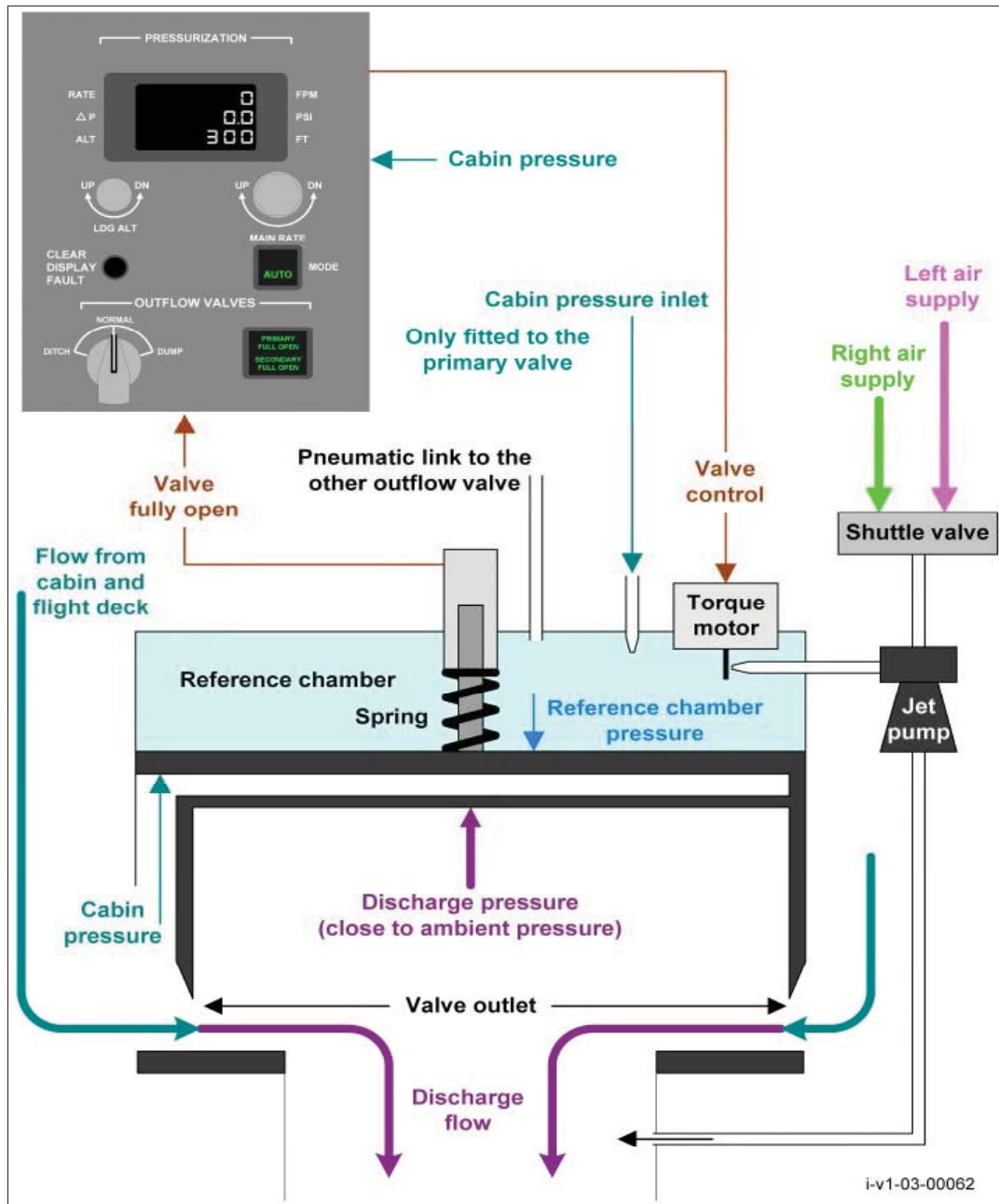


Figure 3: schéma de principe de la vanne primaire *primary outflow valve*

1.6.3.4 Indications en opération normale

Afin de vérifier le fonctionnement du CPC les pilotes disposent des indications suivantes :

- le taux de montée ou de descente de la cabine en ft/min (*cabin rate*) ;
- la pression différentielle en PSI⁸ (*differential pressure*) ;
- l'altitude cabine en ft (*cabin altitude*) ;
- l'altitude en ft de l'aéroport de destination (*landing altitude*).

Ces paramètres sont visibles sur l'affichage (*liquid cristal display – LCD*) à trois lignes du CPC (voir figures 2 et 3) ainsi que sur l'indicateur « *QUAD* » (voir figure 4) situé sur le côté droit du panneau d'instrument frontal du cockpit.

Indications du CPC :

ligne 1: le taux de montée ou de descente de la cabine ;

ligne 2: la pression différentielle ;

ligne 3: l'altitude cabine ou l'altitude de l'aéroport de destination.

L'affichage du CPC reçoit ses informations uniquement du canal secondaire.

Indicateur « *QUAD* »:

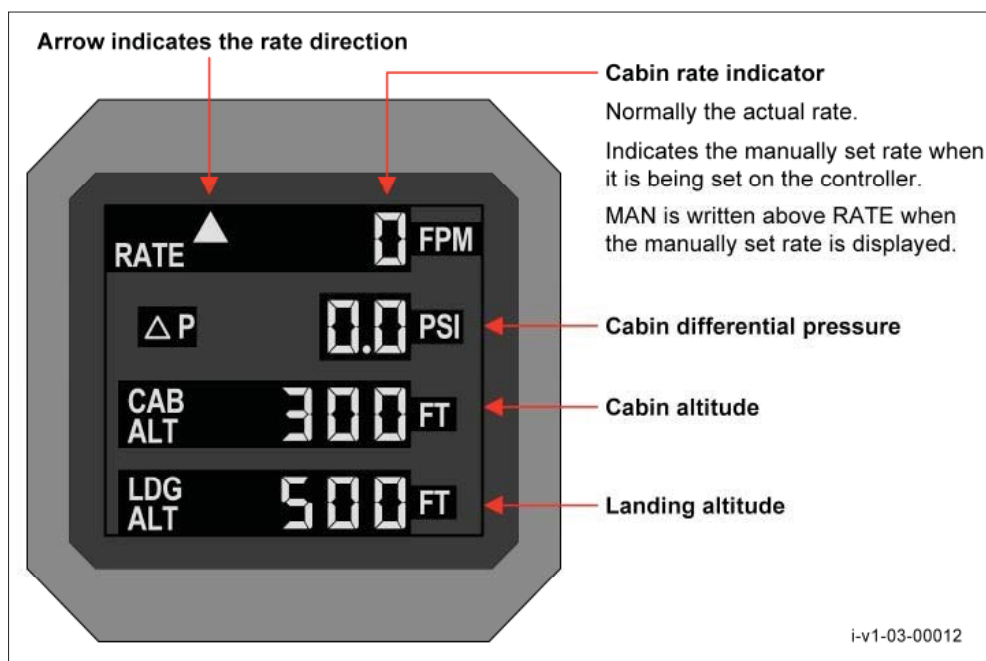


Figure 4 : indicateur QUAD

En opération normale, l'indicateur « *QUAD* » reçoit ses informations du canal primaire du CPC. En cas de panne du canal primaire, le canal secondaire fournit les informations.

⁸ PSI: *pound-force per square inch*, livre par pouce carré.

1.6.3.5 Indications en opération anormale

Si le CPC détecte un problème mineur ne nécessitant pas d'action de l'équipage de conduite, tel que la panne du canal primaire ou secondaire, un témoin lumineux blanc « *PRESSN* » s'allume sur le bas du CWP. Il s'allume également lorsque le CPC est en mode manuel. En outre, un code d'erreur remplace la valeur de la pression différentielle sur la deuxième ligne de l'affichage du CPC. Si le canal primaire est en panne le code « *PRI* » est affiché. Si le canal secondaire est en panne le code « *SEC* » est affiché. L'équipage de conduite doit uniquement utiliser la check-list pour la situation anormale *Pressurization Controller Fault* (voir annexe 1) indiquant l'utilisation du bouton « *CLEAR DISPLAY FAULT* » (voir figure 2) afin de relever correctement le ou les codes d'erreur.

En cas de problème du CPC nécessitant une intervention de l'équipage de conduite tel que la panne des deux canaux, une alarme lumineuse ambre « *PRESSN*↑ » s'allume sur le CWP. De plus, une alarme sonore à tonalité unique (*single chime*) retentit, accompagnée des alarmes lumineuses principales clignotantes ambres (*attention getting lamps*) situées directement devant les pilotes. En outre le code d'erreur « *DUAL* » est affiché sur le CPC.

1.6.3.6 Contrôle en mode manuel

En cas de problème en mode automatique, l'équipage de conduite peut sélectionner le mode manuel sur le CPC au moyen du commutateur à poussoir appelé « *MODE* » (voir figure 2). Il doit ensuite ajuster l'altitude cabine par rapport à celle de l'avion selon un tableau de valeurs disponible dans la check-list destinée aux situations anormales.

Pour ajuster l'altitude cabine, la seule valeur réglable manuellement est le taux de montée ou de descente de l'altitude de la cabine. Pour ce faire, l'équipage de conduite utilise le bouton de réglage « *MAN RATE* » (voir figure 2) et sélectionne le taux désiré. Le taux sélectionné remplace alors le taux programmé dans le canal en fonction du CPC au moment de la sélection du mode manuel. Le taux sélectionné commande électriquement le *torque motor* de la valve de régulation cabine en fonction.

Le bouton rotatif « *MAN RATE* » a seize crans de réglage par incrément de 50 ft/min. Le premier cran commute l'affichage du taux actuel sur le CPC en taux sélectionné par le pilote. Le premier cran correspond à 0 ft/min. Le taux sélectionné est accompagné de flèches indiquant la montée ou la descente ainsi que par les lettres « *MR* » pour *manual rate*. La valeur choisie reste affichée pendant cinq secondes. Sans action sur le bouton rotatif, l'affichage revient au taux actuel. La check-list pour cette situation anormale recommande d'utiliser des taux de descente de 300 ft/min et des taux de montée de 500 ft/min, puis de sélectionner 0 ft/min une fois l'altitude de cabine désirée atteinte.

1.6.3.7 Protections provenant du CPC

En mode automatique, le CPC utilise un taux cabine programmé. Une protection interne contre les taux excessifs compare continuellement le taux actuel à la valeur de consigne. Si l'écart dépasse une valeur limite pendant un certain temps, le canal en fonction, normalement le canal primaire, est mis hors service et le CPC commute sur le canal secondaire. Si l'écart persiste après une durée similaire, la protection interne commute à nouveau sur le canal primaire. Si la panne est toujours présente, l'alarme lumineuse ambre « *PRESSN*↑ » s'illumine sur le CWP, associée à l'alarme clignotante principale de couleur ambre. En outre, une alarme sonore à tonalité unique retentit et le code d'erreur « *DUAL* » s'affiche sur le CPC. Si la panne disparaît, le CPC reprend le contrôle automatiquement et le code « *DUAL* » s'efface.

Chaque canal du CPC possède une protection automatique programmée afin de limiter la pression différentielle à 7.36 PSI en-dessous du FL 270 et 7.46 PSI au-dessus du FL 270. Si ces valeurs limites sont atteintes, le CPC quitte tout autre mode de régulation et commande un taux de montée afin de réduire la pression différentielle. Cette protection automatique fonctionne aussi en mode manuel. Son activation n'est pas annoncée.

Si le CPC ne parvient pas à maintenir l'altitude cabine au-dessous de 8700 ft, l'équipage de conduite en est averti par l'indication clignotante de l'altitude cabine. Si l'altitude cabine atteint 9700 ft ou plus, il est averti par une alarme lumineuse rouge « CABIN HI ALT » sur le CWP accompagnée par un klaxon intermittent. En outre une alarme (*triple chime*) retentit, associée aux alarmes lumineuses principales clignotantes rouges (*attention getting lamps*) situées directement devant les pilotes.

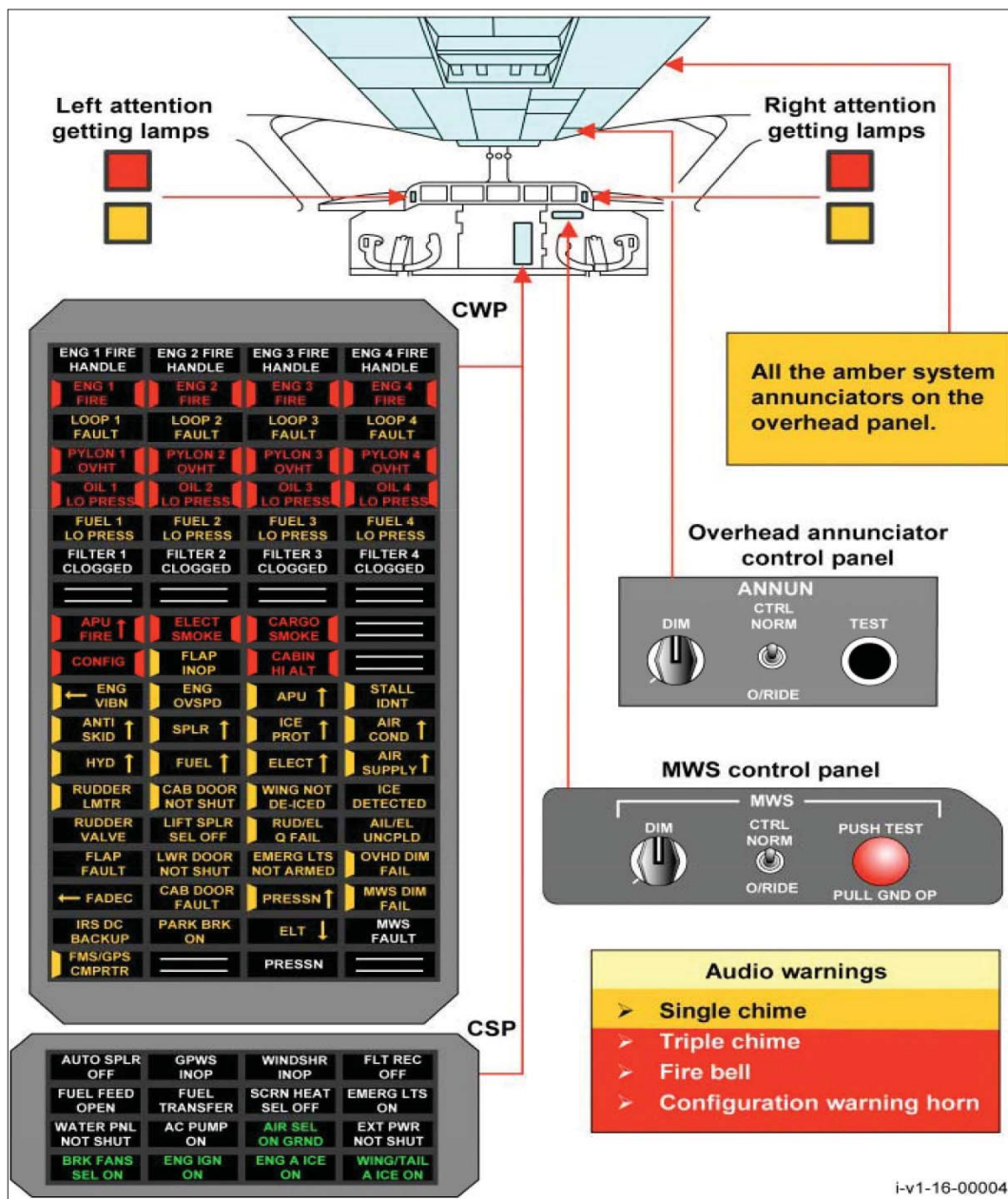


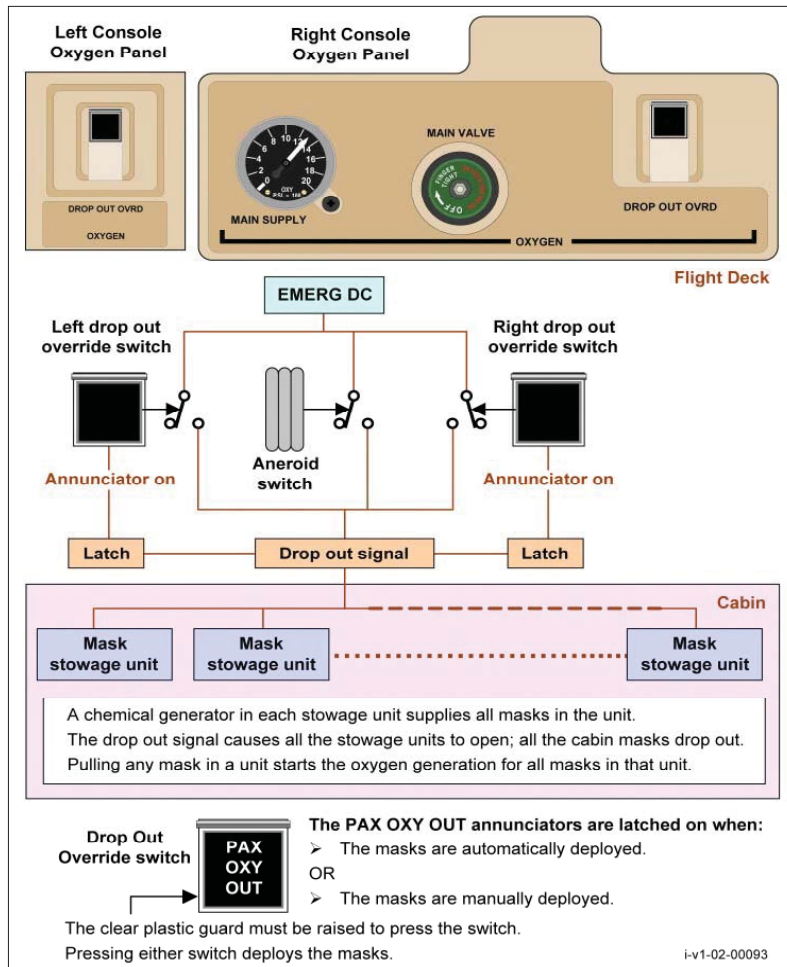
Figure 5: signalisation des alarmes

1.6.3.8 Oxygène pour les passagers

L'avion est équipé de masques à oxygène pour chaque passager. Ils sont placés par groupe de trois dans des conteneurs fermés au-dessus de chaque rangée de sièges, ainsi que dans les plafonds des toilettes et dans ceux des espaces de travail *galley* du personnel de cabine. Ces conteneurs sont appelés *passenger service unit* (PSU). Lorsque la pressurisation fonctionne normalement les masques ne sont pas visibles.

En cas de perte de pressurisation, l'altitude de la cabine augmente. Si elle dépasse la valeur seuil de 13 250 ft (4039 m), une capsule anéroïde envoie automatiquement un signal électrique au relais de déploiement des masques (figure 6, partie B, schéma de principe). Ce dernier commande l'ouverture des PSU après un délai de deux secondes au terme duquel les masques sont libérés. Le déploiement des masques peut aussi être activé manuellement par deux interrupteurs *drop out override switches* situés de chaque côté du cockpit (figure 6, partie A, *override switches*). Ils sont munis d'un couvercle de protection qu'il faut soulever avant de pouvoir appuyer sur l'interrupteur (figure 6, partie C, détail d'un *override switch*). Le déploiement des masques est signalé par l'illumination des interrupteurs. En cas de dysfonctionnement, chaque PSU peut être ouvert à l'aide d'un outil métallique pointu permettant de libérer le système de fermeture.

Les PSU possèdent chacun un générateur d'oxygène auquel les masques sont reliés par une cordelette. Le générateur d'oxygène est activé lorsqu'un passager tire sur l'un des masques. Ce processus ne peut plus être interrompu. Il fournit de l'oxygène de manière continue et durant treize à vingt-deux minutes suivant le modèle de générateur. Pendant ce temps, l'avion devrait descendre à une altitude permettant aux passagers de respirer sans apport d'oxygène, normalement définie à 10 000 ft. La génération chimique d'oxygène dégage de la chaleur pouvant porter la surface du générateur jusqu'à une température de 205 °C. Les passagers reçoivent une instruction relative à l'utilisation des masques avant chaque vol.



Partie A
Position des Drop out Override switches sur les consoles latérales dans le cockpit

Partie B
Schéma de principe

Partie C
Détail d'un Drop out override switch

Figure 6: dispositif de déploiement des masques en cabine

1.6.3.9 Oxygène pour le cockpit

Les deux pilotes, ainsi qu'une éventuelle tierce personne présente dans le cockpit, disposent chacun d'un masque à oxygène muni d'un microphone leur permettant de communiquer entre eux, avec l'équipage de cabine et le contrôle aérien. Les trois masques sont connectés à une bouteille rechargeable située dans la soute avant.

1.6.4 Maintenance

En plus des inspections de routine, le programme d'entretien du constructeur prévoit des contrôles techniques périodiques approfondis de l'avion, de type A, B, C, etc. Lors de ces contrôles, certains éléments sont systématiquement remplacés. D'autres sont inspectés et, selon leur état, sont remplacés ou révisés puis réinstallés. Suivant les éléments changés ou réinstallés, différents tests sont prévus avant la remise en service de l'avion. Entre les contrôles techniques périodiques approfondis, le personnel de maintenance n'intervient que suite à un rapport de défectuosité de l'équipage ou lorsqu'il constate un défaut lors d'une inspection de routine.

Le CPC, les *outflow valves* et leurs connexions pneumatiques sont inspectés et testés à chaque contrôle de type C. De même, le système de déploiement des masques à oxygène en cabine est inspecté et testé à chaque contrôle de type C. Les générateurs chimiques d'oxygène sont remplacés à l'échéance d'une date limite *due date*, même s'ils n'ont pas été utilisés.

Le dernier contrôle périodique de type C a été effectué du 9 décembre 2011 au 1^{er} janvier 2012. L'avion avait 28 185 heures de vol et 30 287 cycles.

1.6.4.1 Travaux de maintenance effectués entre le 8 et le 24 mars 2013

Suite à l'incident du 8 mars 2013 (chapitre 1.1.2.1), le système de déploiement des masques à oxygène en cabine a été remis en état et testé avant la remise en service de l'avion. A cette occasion, il n'y a pas eu d'intervention sur les *outflow valves*.

Après la remise en service de l'avion le 9 mars 2013, aucun rapport de défectuosité concernant les systèmes de pressurisation ou d'oxygène pour les passagers n'a été établi jusqu'au 24 mars 2013.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Généralités

Les données des chapitres 1.7.3 et 1.7.4 sont basées sur des observations, des relevés radars et des images enregistrées par des webcam.

1.7.2 Situation générale

Un couloir dépressionnaire s'étendait du centre de la Méditerranée en direction de l'Atlantique en passant par les Pyrénées. Une zone de basse pression sur la Sardaigne amenait une forte nébulosité depuis le sud-ouest au-dessus des Alpes. Une étendue de nuages stratiformes stagnait sur le Plateau. Son altitude supérieure était de 1500 m/M. Elle était surmontée par une zone sans nuage allant jusqu'à 3600 m/M. Au-dessus de cette altitude, la nébulosité croissait à nouveau.

A partir de 15:30 UTC, la base des nuages est descendue continuellement dans la région du lac Léman et du Bas-Valais. L'air sec et sans nuage de la zone intermédiaire a disparu vers 16:00 UTC. Toutefois, sous l'influence du Foehn, il est resté présent à l'est.

Une Bise modérée soufflait sur le Plateau et jusqu'à 2000 m/M. Au-dessus, le vent tournait au sud-ouest. Il y avait du Foehn du sud le long des Alpes.

La modélisation de la répartition nuageuse sur l'est de la France montre une nébulosité de 5/8 à 7/8 entre les FL 150 et FL 180 et une couche nuageuse compacte du FL 180 jusqu'au FL 330.

1.7.3 Conditions météorologiques peu avant le décollage de Londres-City

Nuages	Ciel couvert
Visibilité	Supérieure à 10 km
Vent	070° à 13 kt
Température / point de rosée	0 °C / -3 °C
Pression atmosphérique QNH ⁹	1013 hPa
Dangers	Aucun

1.7.4 Conditions météorologiques au moment de l'atterrissage à Genève

Météo / nuages	Pluie faible avec brume et ciel couvert
Visibilité	5000 m dans la brume
Vent	050° à 7 kt
Température / point de rosée	4 °C / 2 °C
Pression atmosphérique QNH	1003 hPa
Dangers / tendance	Aucun / pas de changement significatif

1.7.5 Données astronomiques

Position du soleil à 15:30 UTC	Azimut: 246°	Hauteur: 23°
Condition d'éclairage	Jour	

1.7.6 Information météorologique d'aérodrome

Le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (*meteorological routine weather report* – METAR) de Genève valable à 15:20 UTC était le suivant:

LSGG 241520Z 05007KT 5000 -RA BR OVC020 04/02 Q1003 NOSIG=

Ceci signifie en texte clair :

Le 24 mars 2013, les observations météorologiques suivantes ont été faites peu avant la publication du METAR de l'aéroport de Genève:

Vent	050° à 7 kt
Visibilité météorologique	5000 m avec de la brume
Précipitations	Pluie faible
Nuages	8/8, ciel couvert
Température	4 °C

⁹ QNH: pression réduite au niveau de la mer, calculée avec les valeurs de l'atmosphère standard de l'OACI.

Point de rosée	2 °C
Pression atmosphérique	1003 hPa
Tendance	Durant les deux heures qui suivent les informations météorologiques, il ne faut pas s'attendre à des changements significatifs

1.8 Aides à la navigation

Sans objet

1.9 Communications

Les communications radiotéléphoniques entre les pilotes et le service de la navigation aérienne se sont déroulées normalement. La qualité des transmissions s'est quelque peu dégradée dès le moment où les pilotes ont porté les masques à oxygène.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Généralités

L'aéroport de Genève est situé à l'ouest de la Suisse. L'altitude de référence est de 1411 ft AMSL et la température de référence est de 24.8 °C.

1.10.2 Pistes

Désignation et revêtement	Dimensions	Equipement
23/05 - béton	3900 x 50 m	23 - ILS Cat III et 05 - ILS Cat I
23/05 - gazon	823 x 30 m	23 - APAPI 4.5° et 05 - APAPI 4°

1.10.3 Services de sauvetage et de lutte contre les incendies

L'aéroport de Genève est équipé de moyens de lutte contre les incendies de la catégorie n°9. Les sapeurs d'aviation sont des professionnels et sont d'astreinte 24 heures sur 24.

1.11 Enregistreurs de bord

1.11.1 Enregistreur de données de vol

Type	SSFDR P/N 980-4700-003
Fabriquant	Honeywell

Les données de l'enregistreur de données de vol (*flight data recorder* – FDR) étaient lisibles et exploitables.

1.11.2 Enregistreur de conversation de poste de pilotage

Type	SSCVR P/N 980-6022-001
Fabriquant	Honeywell

L'enregistrement des conversations dans le cockpit n'a pas pu être utilisé, l'alimentation électrique de l'enregistreur de conversation de poste de pilotage (*cockpit voice recorder* – CVR) n'ayant pas été coupée suffisamment tôt après l'atterrissage. La durée d'enregistrement étant limitée à deux heures le système recommence à enregistrer une fois la limite atteinte, effaçant ainsi l'enregistrement précédent.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Sans objet

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré. L'utilisation des générateurs chimiques d'oxygène pour les passagers a provoqué un fort dégagement de chaleur. La température de surface des générateurs peut atteindre 205 °C et 10 PSU ont été déformés sous l'effet de la chaleur, nécessitant leur remplacement. Un léger dégagement de fumée s'est produit dans les logements pour masques de la rangée de sièges n°10.

1.15 Questions de survie

Lorsque l'altitude de la cabine excède 9700 ft l'alarme lumineuse rouge « *CABIN HI ALT* » est activée. Selon l'enregistreur FDR, celle-ci s'est activée alors que l'avion passait le FL 105 en descente et s'est désactivée environ une minute et quinze secondes plus tard lorsque l'avion passait le FL 99.

Selon la réglementation commerciale, l'utilisation de l'oxygène n'est pas nécessaire si l'altitude cabine est comprise entre 10 000 ft et 13 000 ft pendant moins de trente minutes.

1.16 Essais et recherches

Suite à cet incident grave, des essais et recherches afin de déterminer l'origine des problèmes de pressurisation et de masques à oxygène non déployés ont été effectués.

Ils ont notamment mis en évidence:

- le fait que les tests du système de pressurisation n'étaient pas satisfaisants ;
- la présence d'une quantité importante d'eau, due à de la condensation dans la conduite pneumatique d'interconnexion des *outflow valves* ;
- la présence d'une faible quantité d'eau, due à de la condensation dans les conduites pneumatiques d'alimentation en air des *jet pumps* ;
- un frottement excessif ralentissant les mouvements d'ouverture et de fermeture de la *secondary outflow valve* ;
- l'absence de défauts dans le câblage du système de pressurisation et de celui du système de déploiement des masques pour passagers ;
- l'absence de défaut de la capsule anéroïde de sécurité et de son câblage ;
- le fait que les masques pour passagers des rangées de sièges n°2 (sièges D, E, F) n°3 (sièges D, E, F), n°14 (sièges D, E, F) et n°16 (sièges D, E, F) n'étaient pas connectés à leur générateur d'oxygène ;
- le fait que le PSU de la rangée de sièges n°3 (sièges D, E, F) ainsi que celui du *galley* avant ne se sont pas ouverts ;
- la présence de poussière sur un générateur d'oxygène dans un PSU de la rangée de sièges n°10.

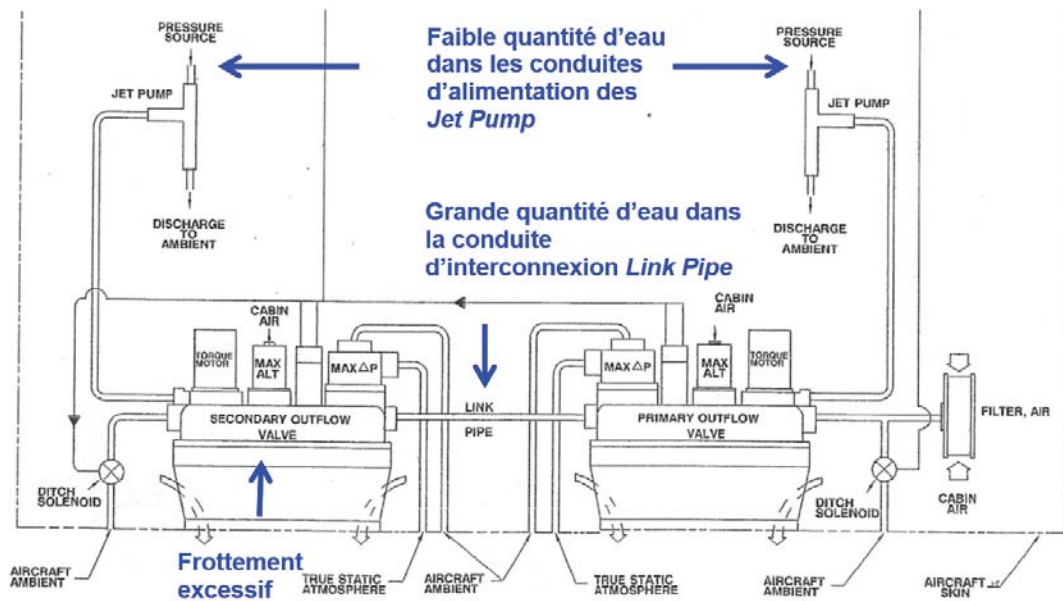


Figure 7: schéma des connexions pneumatiques des *outflow valves*

En outre, ces essais et recherches ont permis d'identifier les conduites pneumatiques et la régulation pneumatique des *outflow valves* comme étant les éléments les plus exposés à l'humidité et au gel.

1.17 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

Swiss European Air Lines est une filiale détenue en totalité par la maison mère Swiss International Air Lines, celle-ci ayant décidé en 2005 que les vols régionaux seraient effectués par une entreprise séparée de la société mère. Le permis d'exploitation aérienne (*air operator certificate* – AOC) de Swiss European Air Lines a été délivré par l'OFAC le 1^{er} novembre 2005.

Au moment où s'est produit l'incident grave, Swiss European Air Lines exploitait vingt avions de type AVRO 146-RJ100. La maintenance en ligne (*line maintenance*) et celle allant jusqu'aux inspections de type A était assurée par Swiss. La maintenance de base (*base maintenance*) et celle allant jusqu'aux inspections de type C était sous-traitée.

La dernière inspection de type C de l'avion HB-IYY a été effectuée par Lufthansa Technik Switzerland (LTSW) à l'aéroport Bâle-Mulhouse du 9 décembre 2011 au 1^{er} janvier 2012. Cette entreprise a terminé son activité à Bâle-Mulhouse en avril 2013. Ceci a entraîné des licenciements parmi les techniciens.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Inscription du problème de pressurisation dans le livre technique de bord

Après l'atterrissage, le commandant de bord a reporté le problème rencontré lors du vol de l'incident grave dans le livre technique de bord. Il y est entre autres mentionné le fait que le témoin lumineux blanc « *PRESSN* » ainsi que le code d'erreur « *PRI* » sur l'affichage du CPC étaient présents avant la sélection du mode manuel du CPC.

L'équipage a également indiqué avoir commuté rapidement en mode manuel après l'apparition du code « *PRI* » sur le CPC.

1.18.2 Travaux effectués suite à l'incident grave survenu le 24 mars 2013

Les travaux suivants ont été effectués avant d'autoriser le retour en service de l'avion:

- les deux *outflow valves* ont été remplacées ;
- les conduites pneumatiques ont été nettoyées ;
- le CPC a été changé par mesure de précaution ;
- tous les masques passagers et générateurs d'oxygène ont été remplacés.

Trois tests ont été effectués avec succès après les travaux:

- un test du système de pressurisation ;
- un test de déploiement des masques pour passagers ;
- un vol de contrôle.

1.18.3 Contrôle de qualité

La division technique du contrôle de qualité de la compagnie a mené une enquête interne suite au fait que certains PSU étaient restés fermés et que certains masques n'étaient pas connectés à leur générateur d'oxygène.

Les conclusions mentionnent des erreurs d'installation lors des travaux consécutifs à l'incident du 8 mars 2013, travaux effectués en sous-traitance durant la nuit du 8 au 9 mars 2013 (cf. Faits antécédents, chapitre 1.1.2.1). Ces erreurs ont été attribuées principalement à de la fatigue, à un manque de temps et de personnel ainsi qu'à une procédure de contrôle indépendant défectueuse.

1.19 Techniques d'investigation utiles ou efficaces

Sans objet

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Premier vol du 24 mars 2013 de Genève à Nice

Lors du vol de montée, de l'eau due à la condensation était certainement déjà présente dans les conduites pneumatiques de succion et d'interconnexion des valves de régulation cabine. Ceci a pu perturber le fonctionnement du canal primaire du CPC. Ce dernier a commuté sur le canal secondaire et affiché le code d'erreur « *PRI* ». Le canal secondaire ayant rencontré les mêmes difficultés a également cessé de fonctionner, ce qui a déclenché momentanément l'alarme lumineuse principale clignotante *attention getting lamp*. L'équipage de conduite n'ayant pas changé le système en mode manuel, le CPC a commuté à nouveau sur le canal primaire qui cette fois a pu reprendre le contrôle en mode automatique. Les codes d'erreur « *PRI* » et « *SEC* » relevés (chapitre 1.1.2.2) ainsi que l'extinction autonome de l'alarme centralisée confirment cette séquence.

Le niveau de vol de croisière était inférieur à celui du vol lors duquel s'est produit l'incident grave. La durée du vol était nettement plus courte et la température extérieure à Nice était positive. Ainsi, le vol de Nice à Genève s'est effectué sans problème. Après l'atterrissage à Genève où la température extérieure était également positive, le test satisfaisant du CPC a permis d'effectuer comme prévu le vol de Genève à Londres-City. Aucun problème n'a été signalé durant ce vol.

2.1.2 Contrôleur de pressurisation et vannes de régulation d'échappement cabine

En temps normal, le canal primaire du CPC régule la pression cabine. Il commande électriquement le *torque motor* de la *primary outflow valve*. La *secondary outflow valve* est pneumatiquement asservie à la *primary outflow valve*.

Après le vol lors duquel est survenu l'incident grave, une grande quantité d'eau due à la condensation a été retrouvée dans la conduite pneumatique d'interconnexion des *outflow valves*. L'avion est resté suffisamment longtemps en vol à une température nettement inférieure à zéro pour que cette eau, ou une partie de celle-ci, gèle. Suite à la descente du FL 310 vers le FL 270 l'eau gelée a pu obstruer la conduite d'interconnexion et provoquer un dysfonctionnement de l'asservissement pneumatique entre les *outflow valves*. En outre, le frottement excessif constaté dans la *secondary outflow valve* a également perturbé son fonctionnement. Ces deux facteurs ont pu provoquer des mouvements erratiques de la *secondary outflow valve*, provoquant des taux de montée ou de descente de la cabine ne correspondant pas aux valeurs de consigne du CPC et ressentis comme inhabituels par l'équipage. Le canal primaire ne réussissant pas à suivre ces valeurs de consigne, le système de protection contre les taux excessifs du CPC a commuté sur le canal secondaire. Ceci a été confirmé par le code d'erreur *PRI* et le témoin lumineux blanc « *PRESSN* », tels que reportés par le commandant de bord.

L'équipage de conduite a confirmé le fait qu'aucune alarme n'avait été activée et n'a pas fait mention d'un code d'erreur « *DUAL* » sur le CPC. Ce fait indique soit que le canal secondaire fonctionnait normalement après la commutation par le CPC, soit qu'il était défectueux mais que la commutation en mode manuel par le commandant de bord est intervenue avant une activation de la protection contre les taux excessifs.

Le CPC a été commuté en mode manuel alors que le canal primaire était inactif. Ainsi, les taux ordonnés au moyen du bouton « *MAN RATE* » commandaient électriquement le *torque motor* de la *secondary outflow valve* et la *primary outflow valve* aurait dû lui être asservie pneumatiquement. Le fait d'utiliser un taux sélectionné au lieu d'un taux programmé dans le CPC ne change pas le principe de régulation

des *outflow valves*. L'eau se trouvant dans les conduites pneumatiques et le frottement excessif dans la *secondary outflow valve* ont également perturbé le mode manuel. La réponse erratique du système en mode manuel a pu conduire à l'activation de la protection automatique limitant la pression différentielle. Cette protection commande un taux de montée. Elle est toujours présente et prioritaire par rapport à toutes les autres fonctions, toutefois son activation n'est pas annoncée.

2.1.3 Masques à oxygène en cabine

La non-ouverture de certains PSU et la non-activation de certains générateurs chimiques d'oxygène sont dues à des erreurs de montage essentiellement liées à des facteurs humains.

Les éléments principaux servant au déploiement des masques avaient été changés le 9 mars 2013. La vérification du câblage du système de déploiement n'a pas mis en évidence de défaut. Aucun problème n'a été signalé par la suite. Les tests effectués juste après l'incident grave sur le câblage de tout le système de déploiement des masques se sont avérés satisfaisants.

L'analyse des données FDR a montré que l'altitude de la cabine n'a pas dépassé 10 200 ft. Celle-ci aurait dû dépasser l'altitude 13 250 ft pour provoquer le déploiement des masques par la capsule anéroïde. L'enquête n'a pas pu établir avec certitude la raison du déploiement automatique des masques à oxygène en cabine.

2.1.4 Présence de fumée au-dessus de la rangée de sièges numéro dix

Ce dégagement de fumée a été causé par la combustion de la poussière sur un générateur d'oxygène.

2.2 Facteurs humains et opérationnels

Se fiant à ses perceptions sensorielles, l'équipage de conduite a débuté une check-list pour situation anormale alors qu'aucune alarme n'était active à ce moment, que le code d'erreur « *PRI* » était affiché sur le CPC et que le témoin blanc « *PRESSN* » était allumé sur le bas du CWP. Cette situation indique que le CPC fonctionnait avec le canal secondaire et que ceci ne requérait pas d'intervention de l'équipage si ce n'est de relever le code d'erreur sur le CPC. L'enquête n'a pas permis de déterminer avec précision le moment exact de la commutation en mode manuel du CPC par le commandant de bord. De même, elle n'a pas pu déterminer si, comme cela a été le cas lors du premier vol Genève-Nice du 24 mars 2013, le système aurait continué à fonctionner correctement sans la commutation en mode manuel. Toutefois, ceci paraît peu probable compte tenu de la nature des anomalies constatées et du fait que la régulation des *outflow valves* reste la même en mode manuel.

Lors du passage du CPC en mode manuel, le premier cran du bouton rotatif de réglage du taux de montée ou descente commute l'affichage du CPC du taux actuel de la cabine en taux sélectionné par le pilote et ce premier cran correspond à 0 ft/min. Le taux sélectionné reste affiché durant cinq secondes puis le taux actuel est affiché à nouveau. Le pilote doit ensuite contrôler si son action a eu ou non l'effet escompté. La check-list pour cette situation anormale recommande de sélectionner des taux de descente de 300 ft/min et des taux de montée de 500 ft/min puis de sélectionner 0 ft/min une fois l'altitude atteinte. Même lorsque le système fonctionne correctement en mode manuel, cette manière de faire mobilise beaucoup d'attention et de ressources des pilotes afin de synchroniser l'altitude de la cabine avec la descente de l'avion. En outre, l'affichage non simultané du taux actuel et du taux sélectionné représente une difficulté supplémentaire. Dans le cas de cet incident grave, le système n'a pas répondu comme prévu et a demandé

encore plus d'attention. Un taux de montée commandé par une activation possible et non signalée de la protection limitant la pression différentielle augmente encore la difficulté d'analyse par l'équipage de conduite.

L'altitude cabine n'a jamais atteint la valeur de déclenchement automatique des masques à oxygène en cabine. Tout le système de déploiement automatique fonctionnait correctement lors des tests après l'atterrissage. On ne peut exclure qu'un des *override switches* du cockpit déclenchant le déploiement des masques à oxygène en cabine ait été activé.

La décision de l'équipage de conduite de mettre les masques à oxygène alors que l'altitude cabine n'avait pas encore atteint 9700 ft est intervenue suite à l'information reçue par le commandant de bord concernant les masques déployés en cabine. En considérant l'incertitude quant à la nature des problèmes à ce moment, cette décision était adéquate.

L'alarme « *CABIN HI ALT* » s'est activée alors que l'avion passait le FL 105 en descente. L'altitude cabine n'a jamais atteint une valeur dangereuse pour les occupants.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- Le dernier contrôle technique de type C a été effectué du 9 décembre 2011 au 1^{er} janvier 2012 à 28 185 h TSN.
- Un déploiement intempestif des masques à oxygène en cabine a eu lieu en vol de croisière le 8 mars 2013.
- Le 24 mars 2013, lors du premier vol de Genève à Nice, les codes « *PRI* » et « *SEC* » se sont affichés lors du vol de montée, associés à l'alarme lumineuse principale clignotante ambre.
- L'alarme lumineuse principale clignotante ambre s'est éteinte sans intervention de l'équipage.
- L'enquête a mis en évidence la présence d'eau dans la conduite pneumatique d'interconnexion des *outflow valves*.
- L'enquête a mis en évidence la présence d'eau dans les conduites pneumatiques d'alimentation en air des *jet pumps*.
- L'enquête a mis en évidence un frottement ralentissant le mouvement de la *secondary outflow valve*.
- Le mode manuel du CPC ne change pas la régulation des *outflow valves*.
- Lorsque le CPC est en mode manuel, le taux sélectionné de montée ou de descente reste affiché pendant cinq secondes puis le taux actuel s'affiche à nouveau.
- La protection contre les variations excessives de la pression cabine commute automatiquement le canal du CPC en fonction sur l'autre canal.
- La protection limitant la pression différentielle commande un taux de montée, elle est toujours présente mais non signalée lors de son activation.
- L'enquête a montré que certains masques n'étaient pas correctement placés dans leur PSU.
- L'enquête a montré que certains masques n'étaient pas connectés à leur générateur d'oxygène.
- Les tests effectués après l'incident sur tous les éléments du déploiement des masques à oxygène en cabine ont été satisfaisants.
- L'enquête n'a pas pu établir avec certitude la raison du déploiement automatique des masques à oxygène en cabine.

3.1.2 Aspects humains

- Les documents fournis indiquent que les pilotes étaient titulaires de licences adéquates.
- Aucun élément n'indique qu'ils aient été affectés dans leur état de santé lors de l'incident grave.
- L'enquête a montré que les erreurs de montage commises lors de l'intervention consécutive au déploiement intempestif des masques le 8 mars 2013 étaient principalement dues à des facteurs humains.

- L'équipage de conduite a débuté une check-list pour situation anormale sur la base de ses perceptions sensorielles.
- En mode manuel, l'équipage de conduite n'a pas d'affichage simultané du taux sélectionné et du taux cabine actuel.
- L'altitude cabine maximale atteinte n'était pas dangereuse pour les occupants.
- Les passagers ont quitté l'appareil normalement et personne n'a sollicité d'assistance médicale.

3.1.3 Déroulement du vol

- Vers 15:10 UTC, au FL 270, les pilotes ont ressenti une variation de la pression cabine.
- Le code d'erreur « *PRI* » s'est affiché sur le CPC avec une illumination du témoin lumineux « *PRESSN* » sur le CWP. Il n'y a pas eu d'autre alarme.
- La pression différentielle et l'altitude de la cabine étaient normales pour le niveau de vol du moment. Le variomètre cabine indiquait un taux de montée.
- L'équipage de conduite a tenté une régulation de la pression cabine à l'aide du bouton « *MAN RATE* ».
- Durant la descente le commandant de bord a observé un taux de montée de l'altitude cabine de 3000 ft/min.
- Pendant la descente, les masques à oxygène en cabine se sont déployés.
- Le copilote a constaté que le témoin lumineux « *PAX OXY OUT* » situé sur l'interrupteur *drop override out switch* du côté droit était allumé et a appuyé dessus.
- A 15:20:16 UTC, le copilote a effectué un premier appel radiotéléphonique au moyen du micro équipant son masque à oxygène.
- A 15:22:40 UTC, alors que l'avion passait le FL 105 en descente vers le FL 100, l'alarme d'altitude cabine « *CABIN HI ALT* » s'est allumée puis s'est éteinte environ une minute plus tard.
- A 15:23:37 UTC, l'avion maintenait le FL 100 et le copilote a annoncé une situation d'urgence en transmettant le message: « ... *we declare PAN PAN due to loss of pressurisation* ».
- A 15:26 UTC environ, les pilotes ont retiré leur masque à oxygène alors que l'avion était au FL 80.
- A 15:34:30 UTC, l'atterrissage s'est déroulé normalement et l'avion s'est arrêté sur la piste 05.

3.1.4 Conditions-cadres

- L'avion est resté environ nonante minutes à une altitude à laquelle la température était nettement inférieure à zéro degré ce qui a pu provoquer le gel de l'eau dans les conduites pneumatiques.

3.2 Causes

L'incident grave est dû à une perte de contrôle de la pressurisation probablement causée par la présence de glace dans les conduites pneumatiques du système de contrôle des deux vannes de régulation d'échappement cabine ainsi qu'à un frottement excessif altérant le fonctionnement de la vanne de régulation d'échappement cabine secondaire.

4 Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'incident grave**4.1 Recommandations de sécurité**

Aucune

4.2 Avis concernant la sécurité

Aucun

4.3 Mesures prises après l'incident grave

La compagnie a mis en place une inspection régulière supplémentaire des conduites pneumatiques et des valves de régulation cabine dans le programme d'entretien de la flotte concernée.

Payerne, 19 avril 2016

Bureau d'enquête du SESE

Ce rapport final a été approuvé par la commission du Service suisse d'enquête de sécurité SESE (art. 10 lit. h de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports du 17 décembre 2014).

Berne, 12 mai 2016

Annexes

Annexe 1: check-list pour situations anormales (*abnormal checklist – ACL*) 1.06

Loss of Control of Pressurization

If CABIN HI ALT caption illuminates at any time in the following procedure, use Cabin High Altitude procedure on Page 1.04

ENG AIR Confirm serviceable valves ON
 PACKS Confirm serviceable packs ON
 PRESSURIZATION..... Confirm correctly set

Pressurization Controller Failure

PRESSN ↑

PRESSURIZATION MAN
 Attempt to control

Pressurization Controller Fault

PRESSN

Pressurization Confirm operating correctly
 MODE and OUTFLOW VALVES Selected as required
 Check the controller differential pressure display line.
 If a fault is indicated

- Record the fault.
- Press CLEAR DISPLAY FAULT
- Record the next fault.
- Continue this sequence until differential pressure is displayed.

1.06
E3339
Feb 26/09
1.06

Annexe 2: check-list pour situations anormales (*abnormal checklist – ACL*) 1.07

Loss of Control of Pressurization Sub-procedures (Only to be used when directed by another procedure)			
Cabin Altitude Low (Diff Pressure High)			
Pressure can only be reduced by reducing the flow from the packs into the cabin Flow can be reduced by:			
<ul style="list-style-type: none">• Reducing N₂• Selecting PACK(S) OFF• Operating in RECIRC			
If APU AIR is OFF, RECIRC is not available if only one PACK is ON If APU AIR is ON, RECIRC is available if one or both packs are ON			
For the descent:			
<ul style="list-style-type: none">• Aim to achieve zero Δp in the last few thousand feet (but below 10 000 ft aircraft altitude)• Then set PACKS OFF and OUTFLOW VALVES to DUMP• Then keep aircraft rate of descent low for PAX comfort (ideally < 500 ft/min)			
Cabin Altitude High (Diff Pressure Low)			
CABIN AIR FRESH			
If CABIN HI ALT caption illuminates, Go to Cabin High Altitude procedure			
← Page 1.04			
Before landing:			
Packs 1 and 2..... OFF			
OUTFLOW VALVES DUMP			

1.07	E3339	Oct 26/07	1.07
------	-------	-----------	------

Annexe 3: check-list pour situations anormales (*abnormal checklist – ACL*) 1.08

Manual Control of Pressurization

MR rate is selected rate. The controller will change altitude at a pressure rate equivalent to the set rate at sea level.

When MR is not displayed, the actual rate of change of cabin altitude is shown.

At zero cabin alt, the actual rate will be the same as the set rate.

The actual cabin rate increases with cabin altitude; at 8 000 ft cabin alt, the actual rate will be about 20% higher than the set rate.



Change rate with MAN RATE control.

While rate is being set and for 5 sec afterwards, MR and the set rate are shown on the RATE line.

For passenger comfort, keep set rate to between 300 FPM DN and 500 FPM UP.

Set rate to zero when desired cabin altitude is reached.

Cabin altitude for cruise altitude is given in the table below.

Select manual by pressing MODE switch; MAN illuminates.

If automatic transition to manual has been made, MAN will be lit.

s-v3p3-01-00152

Cabin Altitude for Aircraft Cruise Altitude in Manual Mode

Aircraft Alt (ft)	Cabin Alt (ft)	Aircraft Alt (ft)	Cabin Alt (ft)	Aircraft Alt (ft)	Cabin Alt (ft)
0	0	12 000	1 500	24 000	4 200
1 000	100	13 000	1 600	25 000	4 500
2 000	200	14 000	1 800	26 000	4 900
3 000	400	15 000	1 900	27 000	5 200
4 000	500	16 000	2 100	28 000	5 500
5 000	600	17 000	2 300	29 000	5 600
6 000	700	18 000	2 600	30 000	6 100
7 000	900	19 000	2 800	31 000	6 500
8 000	1 000	20 000	3 100	32 000	6 900
9 000	1 100	21 000	3 300	33 000	7 300
10 000	1 200	22 000	3 600	34 000	7 700
11 000	1 400	23 000	3 900	35 000	8 000