

République Algérienne Démocratique et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de La Recherche Scientifique

Université Saad Dahlab, Blida

USDB

Faculté des sciences de l'ingénieur

Département Aéronautique de Blida

## **PROJET DE FIN D'ÉTUDES**

**En vue de l'Obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en  
Aéronautique**

Spécialité : CONSTRUCTION & MAINTENANCE AERONAUTIQUE

*Thème*

# **SIMULATION DE LA DÉCOMPRESSION RAPIDE À HAUTE ALTITUDE**

**Présenté par :**

- **BENCHOUCHA Ayoub**
- **LICHOURI Mouhsine**

**Promoteurs :**

- **Mr. KHERRAT Abdelkader**
- **Mr. TAHI Ali**

**Promotion : 2009/2010**

## REMERCIEMENTS

*Nous tenons d'abord à remercier le bon Dieu le tout puissant de nous avoir attribué la faveur de courage, la patience et la capacité de terminer ce mémoire.*

*Puis à exprimer notre profonde gratitude et nos vifs remerciements à nos promoteurs, Mr. KHERRAT Abdelkader et Mr. TAHI Ali. Nous les remercions très chaleureusement pour leur constant suivie, leur aide et leurs conseils.*

*Aux membres de jury qui nous font l'honneur de bien juger ce travail*

*A tous les enseignants de département qui nous ont encouragé durant notre formation.*

*Nous remercions aussi l'association CCA (Centre Culturel Algérien a Montréal) et tous ses membres pour leur support et considération envers les étudiants et l'université en Algérie.*

*DEDICACES*

*Je dédie ce modeste de travail à :*

*A celui qui m'a indique la bonne voie en me  
rappelant que la volonté fait toujours les grands  
hommes.....*

*A mon PERE*

*A celle qui a attendu avec patience les fruits de sa  
bonne éducation.....*

*A ma MERE*

*Je dédie aussi à :*

*Mes Sœur : KHADIDJA, ZINEB, SOUKAYNA et Frères :  
ABDELLAH, OUSSAMA et à mes Proches : MOUAAD,  
MOUHAMED et MAHMOUD.....*

*A mes fideles amis YOUNES, AMINE, FOUAAD,  
ARSLAN, ABD ENOUR, DJIHAD, ZINEB, HALA et  
KHDAOUDJ et tous mes camarades.*

*A mon cher binôme AYOUB et à toute sa famille.*

*A tous, je vous dis :*

*MERCI*

*Mouhsine*

## DEDICACES

*Je dédie ce modeste travail aux personnes les plus chères au monde*

*Que dieu les garde pour moi :*

*Mes parents Redhouane et BOUSSAD Fatima;*

*A mes très chères sœurs : Meriem, Amina, Asma, et Maroua.*

*A mes chers neveux Abderrahmane et Aness.*

*A mes chères nièces Malak et Racha.*

*A toute la famille « BENCHOUCHA ».*

*A toute la famille « BOUSSAD ».*

*A mon binôme Mouhsine et à toute sa famille*

*A tous mes amis, Amine, Mohamed, Oummama, Ishak , Ilias, et Sofiane*

*A Zineb, Hafsa, Fadhila, Fatima et Dalal*

*Et spécialement à ma chère « Ahlem » que dieu la garde pour moi*

*A toutes qui me sont chères.*

**AYOUB.**

# TABLE DES MATIERES

LISTE DES ABREVIATIONS.....	1
LISTE DES FIGURES ET DES TABLEAUX.....	2
RESUME.....	4
INTRODUCTION .....	5
<b><u>CHAPITRE I : ATMOSPHERE ET VARIATION DES PARAMETRES PHYSIQUES</u></b>	
I.1. GENERALITES.....	9
I.2. VARIATION DE LA TEMPERATURE AVEC L'ALTITUDE.....	10
I.3. VARIATION DE LA PRESSION AVEC L'ALTITUDE.....	11
<b><u>CHAPITRE II: SYSTEMES DE PRESSURISATION ET CONFIGURATION DE LA CABINE</u></b>	
II.1. SYSTEME DE PRESSURISATION ET SON FONCTIONNEMENT.....	17
II.1.1. Généralités.....	17
II.1.2. But.....	17
II.1.3. Description .....	18
II.1.4. Fonctionnement.....	21
II.2. PROFIL DE PRESSURISATION DE LA CABINE.....	30
<b><u>CHAPITRE III : LA DECOMPRESSION RAPIDE</u></b>	
III.1.    PHENOMENE.....	38
III.1.1. Définition.....	38
III.1.2. Types de décompression.....	38
III.1.3. Causes de la décompression rapide.....	39
III.1.4. Conséquence de la décompression rapide.....	40
III.1.5. Mesure du temps d'une décompression rapide.....	41
III.1.6. Les accidents et les incidents notables de la décompression.....	42
III.1.7. Implication pour la conception des avions.....	43
III.1.8. Décompression rapide dans les avions de transport aérien.....	44
III.2.    REGULATION.....	45
III.3.    PROCEDURE D'URGENCE.....	46
<b><u>CHAPITRE IV : DEVELOPPEMENT &amp; DESCRIPTION DU MODELE MATHEMATIQUE</u></b>	
IV.1.    INTRODUCTION.....	49
IV.2.    MODELISATION NUMERIQUE.....	49
IV.3.    DECOMPRESSION D'UNE CABINE FERMEE (SCELLEE).....	50
IV.4.    DECOMPRESSION AVEC L'AIR ENTRANT DANS LA CABINE.....	57
IV.5.    DECOMPRESSION D'UNE CABINE COMPARTIMENTEE.....	58
IV.6.    APPLICATION DE LA THEORIE.....	59
IV.7.    EXEMPLES D'APPLICATION.....	64
IV.8.    RESOLUTION PAR LES METHODES RUNGE-KUTTA.....	66
IV.9.    PROGRAMMATION.....	68
IV.10.   VALIDATION DU PROGRAMME.....	79

# TABLE DES MATIERES

---

## **CHAPITRE V : APPLICATION AU BOMBARDIER CHALLENGER 300**

V.1. INTRODUCTION.....	86
V.2.HISTORIQUE.....	87
V.3.CONFIGURATION DE BOMBARDIER CHALLENGER 300.....	90
V.3.1. Fiche de données de Challenger 300.....	90
V.4.DONNEES ET SUPPOSITIONS.....	92
V.4.1. Géométries des sections d'aération et des panneaux de soufflage.....	94
V.4.2. Pressions et températures initiales des compartiments.....	95
V.5.RESULTATS DE LA SIMULATION ET INTERPRETATION.....	95
V.5.1. Cas d'une pénétration dans le 9 <sup>ème</sup> compartiment.....	96
V.5.2. Cas d'une pénétration dans le 5 <sup>ème</sup> compartiment.....	102
V.5.3. Cas d'une pénétration dans le 7 <sup>ème</sup> compartiment.....	107
V.5.4. Cas d'une pénétration dans le 10 <sup>ème</sup> compartiment.....	111
V.6.INFLUENCE DE SECTION DU TROU DE PENETRATION.....	113
V.7.INFLUENCE DES PRESSION INITIALES DES COMPARTIMENTS.....	114
CONCLUSION.....	117
BIBLIOGRAPHIE.....	120

## Liste des abréviations

---

<i>Acronyme</i>	<b>Signification</b>
<b><i>AFM</i></b>	Aircraft Flight Manual
<b><i>ASL</i></b>	Atmosphere Sea Level
<b><i>ASRS</i></b>	Aviation Safety Reporting System (run by NASA)
<b><i>ATC</i></b>	Air Traffic Control
<b><i>ATO</i></b>	Air Transport Operations
<b><i>ATSB</i></b>	Australian Transport Safety Board
<b><i>CA</i></b>	Cabin Altitude
<b><i>CPC</i></b>	Cabin Pressure Control (Contrôleur de la pression cabine)
<b><i>DC</i></b>	Discharge coefficient
<b><i>DCI</i></b>	Decompression Illness
<b><i>ED</i></b>	Explosive decompression
<b><i>FAA</i></b>	Federal Aviation Administration (Administration Fédérale de l'Aviation)
<b><i>FAR</i></b>	Federal Aviation Regulation
<b><i>FL</i></b>	Flight Level
<b><i>HP</i></b>	High Pressure
<b><i>ISA</i></b>	International Standard Atmosphere (atmosphère standard internationale)
<b><i>ID</i></b>	Identification (identificatoire)
<b><i>IP</i></b>	Intermédiaire Pressure
<b><i>LDG ELEV</i></b>	Landing Gear Elevation
<b><i>NASA</i></b>	National Aeronautics and Space Administration
<b><i>NCOMP</i></b>	Number of compartments
<b><i>NITER</i></b>	Number of itérations
<b><i>NSAMP</i></b>	Number Sample
<b><i>NTSB</i></b>	National Transportation Safety Board (US).
<b><i>N/R</i></b>	Not Reported
<b><i>N/S</i></b>	Not Stated
<b><i>OACI</i></b>	Organisation de l'aviation civile internationale
<b><i>OFV</i></b>	Out Flow Valves
<b><i>PRV</i></b>	Pressure Regulation Valve (vanne de régularisation de pression)
<b><i>QNH</i></b>	Pressure relative to nautical height (sea level)
<b><i>RD</i></b>	Rapid Decompression
<b><i>RPT</i></b>	Regional Passenger Transport
<b><i>SOPs</i></b>	Standard Operating Procedures
<b><i>VBA</i></b>	Visuel Basic for Application

**LISTE DES FIGURES ET DES TABLEAUX**

	<b>N°</b>	<b>Titre</b>	<b>Page</b>
<b>Chapitre I</b>	<i>Figure 1</i>	Evolution de la température en fonction de l'altitude	11
	<i>Figure 2</i>	Evolution de la pression en fonction de l'altitude	11
	<i>Tableau 1</i>	Table des pressions et des températures selon la norme internationale	15
<b>Chapitre II</b>	<i>Figure 1</i>	Les sous systèmes de pressurisation	18
	<i>Figure 2</i>	Système de contrôle de la pression cabine	19
	<i>Figure 3</i>	Description générale du système de pressurisation	20
	<i>Figure 4</i>	Pack de climatisation	21
	<i>Figure 5</i>	Echangeur de chaleur	22
	<i>Figure 6</i>	Turbine de refroidissement	22
	<i>Figure 7</i>	Schéma du moteur et les pris de prélèvement d'air	23
	<i>Figure 8</i>	Système de prélèvement d'air	24
	<i>Figure 9</i>	Emplacement des packs de refroidissement	25
	<i>Figure 10</i>	Étape d'élimination de la vapeur d'eau	26
	<i>Figure 11</i>	Chambre de mélange	27
	<i>Figure 12</i>	Fonctionnement de la chambre de mélange	28
	<i>Figure 13</i>	Fonctionnement de la chambre de mélange dans les différentes zones de l'avion	29
	<i>Figure 14</i>	Système de distribution cabine (Challenger 300)	29
	<i>Figure 15</i>	Profile de vol	30
	<i>Figure 16</i>	Schéma de fonctionnement de la pressurisation au cours d'un vol	33
<b>Chapitre III</b>	<i>Tableau 1</i>	Les causes de décompression suivant les rapports de ASRS et ATSB	39
	<i>Tableau 2</i>	les accidents et les incidents notable de la décompression	42
<b>Chapitre IV</b>	<i>Tableau 1</i>	Tableau de nomenclature	50
	<i>Tableau 2</i>	Tableau des indices	50
	<i>Figure 1</i>	Solution des intégrales de temps de décompression	56
	<i>Figure 2</i>	Sens d'écoulement d'air dans une cabine compartimentée	58
	<i>Figure 3</i>	Temps de décompression de $P_0$ à $P$ pour une petite valeur de volume/section de trou	61
	<i>Figure 4</i>	Temps de décompression de $P_0$ à $P$ pour une grande valeur de volume/section de trou	62
	<i>Figure 5</i>	Débit d'air nécessaire pour une décompression de 14.7 à 4.36 psi	63
	<i>Figure 6</i>	Décompression d'une cabine à 3 compartiments	65
	<i>Figure 7</i>	Inter face des données d'entrée (input)	74
	<i>Figure 8</i>	Matrice des pressions limitent suivant le nombre des compartiments	75
	<i>Figure 9</i>	Liste des résultats (Output)	76
	<i>Figure 10</i>	Inter face des données d'entrée (input) de l'exemple 1	79
	<i>Figure 11</i>	Liste des résultats (Output) de l'exemple 1	79
	<i>Figure 12</i>	Différence de pression (psi) entre la cabine et l'extérieur en fonction du temps (s)	80
	<i>Figure 13</i>	Inter face des données d'entrée (input) de l'exemple 2	81
<i>Figure 14</i>	Liste des résultats (Output) de l'exemple 2	81	
<i>Figure 15</i>	Simulation de décompression d'une cabine à 3 compartiments par VBA (Exemple 3)	83	
<b>Chapitre V</b>	<i>Figure 1</i>	Challenger 300	86
	<i>Figure 2</i>	Vues de l'extérieur de Challenger 300	87
	<i>Figure 3</i>	Vues de l'intérieur de Challenger 300 en 2D	88
	<i>Figure 4</i>	Vues de la cabine de Challenger 300 en 3D	88
	<i>Figure 5</i>	Un schéma général de Challenger 300	89



## LISTE DES FIGURES ET DES TABLEAUX

---

<i>Tableau1</i>	Données de Challenger 300	91
<i>Figure 6</i>	Volumes des différents compartiments	92
<i>Tableau.2</i>	Volumes des différents compartiments de Challenger 300	93
<i>Tableau.3</i>	Sections d'aérations et de panneaux de soufflage de Challenger 300	94
<i>Figure 7</i>	Pénétration dans le compartiment 9	96
<i>Figure 8</i>	Interface des données d'entrée (9 pénétré)	96
<i>Figure 9</i>	Visualisation de sens de l'écoulement (9 pénétré)	100
<i>Figure 10</i>	Pénétration dans le compartiment 5	102
<i>Figure 11</i>	interface des données d'entrée (5 pénétré)	102
<i>Figure 12</i>	Visualisation de sens de l'écoulement (5 pénétré)	105
<i>Figure 13</i>	Pénétration dans le compartiment 7	107
<i>Figure 14</i>	Interface des données d'entrée. (7 pénétré)	107
<i>Figure 15</i>	Visualisation du sens d'écoulement (7 pénétré).	110
<i>Figure 16</i>	Interface des données d'entrée. (10 pénétré)	111
<i>Figure 17</i>	Pénétration dans la cabine des passagers	113

# RESUME

---

## *Résumé*

Ce mémoire présente une analyse théorique et une simulation de la décompression rapide d'une cabine pressurisée soudainement perforée. Les cas d'un, ou de plusieurs compartiments de cabine sont pris en compte. On développe des équations qui peuvent être employées et programmées pour calculer la pression, le taux d'air sortant, le temps de décompression, et le taux d'air entrant exigé dans la cabine pour augmenter le temps de décompression.

Ce mémoire présente aussi les courbes des pressions en fonction du temps de chaque compartiment ainsi les différences de pression entre les différents compartiments.

Le but de cette étude est d'estimer la différence de pression sur les planchers lors d'une décompression rapide à haute altitude due à une pénétration d'un météorite ou d'une défaillance de structure dans une cabine d'un avion, où cet habitacle est en contact avec l'extérieur, et aussi estimer le temps réel pour avoir une décompression totale.

## *Abstract*

This memory presents a theoretical analysis and simulation of the decompression of a suddenly punctured pressurized cabin. The cases of one, or many cabin's compartments are considered. Equations are developed which may be used to calculate pressure, rate of air outflow, decompression time, and required air inflow to the cabin to increase decompression time.

This memory proposes also the pressure-time histories of the individual compartments as well as difference pressure-time histories.

The purpose of this study is to estimate the difference pressure on the floors during a fast decompression at high altitude due to a penetration of a meteorite or a failure of structure in a cabin of a plane, where this cabin is in contact with outside and also to consider the time real to have a total decompression.

# Introduction

## INTRODUCTION

---

### **INTRODUCTION :**

Les aéronefs de transport civil aérien à grandes vitesses doivent voler à hautes altitudes pour minimiser la force de traînée aérodynamique et maximiser l'efficacité et le rendement de carburant. Malheureusement ; les être-humains ne peuvent pas supporter l'exposition aux faibles pressions atmosphériques ,et aux niveaux à faible teneur en oxygène pendant des périodes étendues sans avoir des blessures graves et même des fois la mort.

La tolérance humaine aux basses pressions partielles de l'oxygène et les basses pressions barométriques liées aux hautes altitudes est limitée à 60 secondes à 30.000 pieds d'altitude, et à 12 secondes à 45.000 pieds. Les effets suivants l'exposition sont la perte de conscience et la mort éventuelle due au manque d'oxygène (hypoxie) et des maladies dues à la décompression (dysbarisme).

D'après ces raisons, l'un des problèmes les plus critiques que les occupants d'un vaisseau spatial ou d'un aéronef peuvent rencontrer est la décompression de la cabine pressurisée à haute altitude.

La respiration de l'oxygène pur et la ré-compression au moyen d'une combinaison pressurisée ou d'une chambre de pression sont habituellement les seuls moyens au rétablissement. Au-dessus de 52.000 pieds d'altitude, la respiration de l'oxygène pur n'empêchera pas la perte de conscience, et la ré-compression, afin d'être efficace, ne doit pas se produire en plus de 5 secondes approximativement après l'exposition. L'exposition à la basse pression barométrique au-dessus de 63.000 pieds d'altitude causera la mort dans quelques secondes dues à l'ébullition des fluides à la température corporelle, et à l'inversion d'écoulement de l'oxygène de la circulation sanguine.

Les temps au début de l'hypoxie, l'inconscience et la mort sont considérablement réduits quand les effets de la basse pression sont combinés avec les effets de la décompression rapide. Un changement de pression avec un taux de 650 psi/sec, maintenu au-dessus d'un changement total de 11 psi peut causer une hémorragie pulmonaire (des poumons) grave.

Puisque ce phénomène peut causer des dommages permanents, il est recommandé de ne pas exposer des humains aux basses pressions barométriques des altitudes au-dessus de 30.000 pieds. L'important donc ; pour les occupants d'une cabine pressurisée équipée, est le temps qu'il faut à la pression de la cabine de passer par une valeur équivalente à 30.000 pieds d'altitude (4.36 psi).

## INTRODUCTION

---

Dans le cas d'un vaisseau spatial perforé par une météorite ou par l'échec d'une fenêtre, d'une porte.... la décompression doit être détectée immédiatement, et l'air de réserve doit être libéré pour augmenter le temps de décompression afin que des mesures de protection puissent être prises.

Dans ce cas, il est important de connaître le poids de l'air de réserve nécessaire pour faire face à un ou deux des échecs les plus probables au cours d'une mission.

Enfin, l'importance pour le concepteur est de connaître les différences de pression maximales sur les cloisons et les planchers entre les différents compartiments d'un avion, provoqués par la décompression due à une défaillance d'une fenêtre ou d'une porte, puisque l'échec des planchers sous l'effet de pression peut causer l'échec de la structure primaire de cabine et/ou blesser les occupants.

A cet effet, le but visé de cette étude est d'estimer la différence de pression sur les planchers en abordant tous les scénarios possibles d'une décompression rapide à haute altitude lors d'une pénétration d'un météorite ou d'une défaillance de structure dans un habitacle d'un avion, ou cet habitacle est en contact avec l'extérieur, et aussi estimer le temps réel pour avoir une décompression totale.

Le fruit de cette étude est présenté dans ce mémoire selon le plan suivant :

Une brève description de l'atmosphère ainsi que la variation des paramètres physiques (pression, température, densité de l'air....) en fonction de l'altitude sont adressées dans le premier chapitre.

Le deuxième chapitre exposera le système de pressurisation, son fonctionnement, et le profil de pressurisation de la cabine.

Au troisième chapitre, nous présenterons en générale une description de phénomène de décompression après nous spécifierons le cas d'une décompression rapide où nous allons voir les régulations recommandées et quelques procédures d'urgence qui doivent être faites dans ce cas.

Dans le quatrième chapitre, nous nous intéresserons à la modélisation du problème de décompression et au développement du modèle mathématique, ainsi que sa résolution en développant un programme informatique utilisant les relations trouvées dans le modèle mathématique dans le but de simuler cette décompression.

## **INTRODUCTION**

---

Finalement, dans le dernier chapitre, nous présenterons l'application de ce programme de simulation à l'avion Bombardier Challenger 300 avec présentation des résultats de cette simulation obtenus et leurs interprétations.

# Chapitre I

**I.1. GENERALITES :**

La performance ultime de l'avion et de moteur dépend de la génération des forces dues à l'interaction entre l'avion ou le moteur et la masse d'air par lesquelles il vole. Il est donc important d'étudier les propriétés de l'atmosphère terrestre.

L'atmosphère est un mélange gazeux composé d'azote, d'oxygène, et une petite quantité d'autres gaz. La vapeur d'eau est toujours présente, mais dans des quantités variables, habituellement moins d'un pour cent sur la surface terrestre.

L'énergie solaire est responsable de chauffer l'atmosphère, mais peu de cette énergie est transférée directement à l'air. La plupart va chauffer la surface terrestre qui à son tour, réchauffe l'air. L'air chaud s'élève près de la surface et en raison d'une diminution de la pression lorsque l'altitude augmente, se dilate et se refroidit.

Finalement, un équilibre est atteint où y aura pas de diminution de la température. Cette altitude est la TROPOPAUSE et varie avec la latitude. La région ci-dessous, de la surface terrestre à la tropopause, est la TROPOSPHERE. Au-dessus de la tropopause est la STRATOSPHERE. Dans la stratosphère, la température est essentiellement constante.

Les changements saisonniers et le déplacement des masses d'air ont un effet sur la température, la pression et la densité de l'air. Pour constituer une base pour estimer et comparer les performances des avions et des moteurs, il est nécessaire d'avoir une norme. La norme employée aux Etats-Unis par les fabricants des avions, est établi par l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI). C'est une condition déterminé par la moyenne des données recueillies sur une longue période. Étant donné que les études ont été menées pour des latitudes moyennes de l'Hémisphère Nord, la norme est le plus clairement représentative des conditions dans ces régions. Cependant, même si les déviations prévues de cette norme peut être beaucoup plus grande dans les régions polaires ou équatoriales, la même norme est utilisée comme une référence. L'atmosphère standard internationale (ISA) établit une pression au niveau de la mer,  $p_0$  de 29,92126 pouces de mercure, ou de 2116,2166 lb/ft<sup>2</sup> à une température, de 59°F (15°C). La masse volumique  $\rho_0$  d'air sec dans ces conditions est 0,002377 slug/ft<sup>3</sup> (1.225 Kg/m<sup>3</sup>), l'indice inférieur « 0 », identifie ces derniers en tant que valeurs standards au niveau de la mer et sera employée ci-après.

L'équation d'état a plusieurs formes, et peut être écrite de plusieurs manières.

Par exemple, l'équation d'état peut être posée pour les conditions standards au niveau de la mer:

$$P_0 = \rho_0 g R T_0 \dots \dots \dots (1)$$



En divisant l'équation d'état par l'équation (1) on obtient :

$$\frac{P}{P_0} = \frac{r}{r_0} \frac{T}{T_0} \dots\dots\dots(2)$$

Les rapports figurant dans l'équation (2) sont utilisés très fréquemment et pour cette raison, chacun a un symbole spécifique:

$$Delta : d = \frac{P}{P_0} \dots\dots\dots(3)$$

$$Sigma : s = \frac{r}{r_0} \dots\dots\dots(4)$$

$$Theta : q = \frac{T}{T_0} \dots\dots\dots(5)$$

Ces symboles peuvent être remplacés dans l'équation (2) pour fournir une autre équation utile

$$\delta = \sigma\theta \dots\dots\dots(6)$$

**I.2. VARIATION DE LA TEMPERATURE AVEC L'ALTITUDE :**

L'Atmosphère Standard International suppose une diminution constante de la température de 0,00356616 °F/Pi (ou 0,0019812 °C/Pi) par rapport au niveau de la mer jusqu'à une altitude de 36089 pieds, la tropopause. La température standard à n'importe quelle altitude au-dessous de la tropopause peut être déterminée à partir de ce qui suit:

$$T = T_0 - \lambda h \dots\dots\dots(7)$$

Où  $\lambda$  est le gradient de la température de l'air (lapse rate), 0.00356616 °F/ pi (ou 0.0019812 °C/pi). La lettre  $h$  représente l'altitude en pieds. Après la substitution, l'équation (73) devient:

$$\left. \begin{array}{l} T = 518,67 - 0,00356616 h \\ T = 288,15 - 0,0019812 h \\ t = 59 - 0,00356616 h \\ t = 15 - 0,0019812 h \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{°R} \\ \text{°K} \\ \dots\dots\dots (8) \\ \text{°F} \\ \text{°C} \end{array}$$

Au-dessus de la tropopause, une température constante de  $-69,7\text{ }^{\circ}\text{F}$  ( $-56,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) est assumée.

$$\left. \begin{aligned} T &= \text{constant} = 389,97\text{ }^{\circ}\text{R} \\ &= 216,65\text{ }^{\circ}\text{K} \\ t &= \text{constant} = -69,70\text{ }^{\circ}\text{F} \\ &= -56,50\text{ }^{\circ}\text{C} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(9)$$

La figure (1) montre la variation de température standard avec l'altitude.

**I.3. VARIATION DE LA PRESSION AVEC L'ALTITUDE :**

Contrairement à la température, la pression continue de diminuer à des altitudes au dessus de la tropopause. La variation de pression avec l'altitude en dessous de la tropopause n'est pas la même que ci-dessus de la tropopause en raison de l'influence de la température. La relation entre la pression et la température est régie par les lois des gaz.

En dessous de la tropopause : les relations de la pression, la température, et la densité peuvent être développés de la façon suivante.

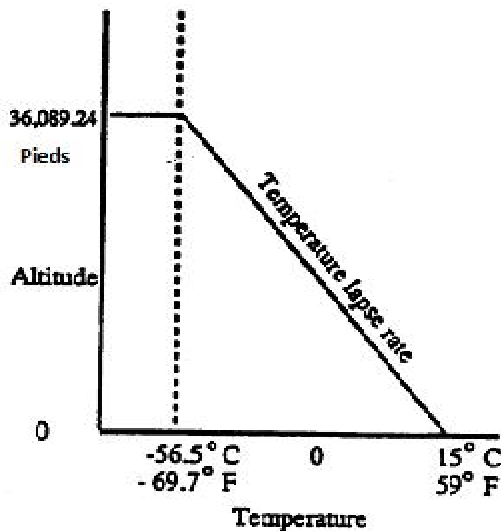


Figure 1

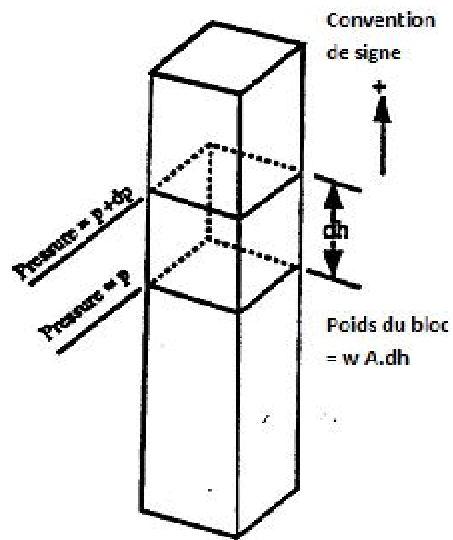


Figure 2

*Evolution de la température et de la pression en fonction de l'altitude [8]*

Considérez l'analyse de la pression existant sur une section infinitésimale d'une colonne d'air à l'altitude, h, comme sur la figure (2)

On sait que la somme des forces dans la direction verticale est nulle :

$$\sum F_v = 0$$

$$pA - (p + dp)A - wA \, dh = 0$$

$$-dp = w \, dh \dots \dots \dots (10)$$

On a :

$$w = \rho g \dots \dots \dots (11)$$

En substituant (11) dans (10).

$$dp = -\rho g \, dh \dots \dots \dots (12)$$

et de l'équation d'état

$$p = \rho g RT$$

par conséquent

$$\frac{dp}{p} = -\frac{1}{RT} \, dh \dots \dots \dots (13)$$

De l'équation (7)

$$T = T_0 - \lambda h$$

Différenciant

$$dT = -\lambda \, dh$$

Ou,

$$dh = -\frac{dT}{\lambda}$$

En substituant dans l'équation (13) pour dh,

$$\frac{dp}{p} = \left( \frac{-1}{RT} \right) \left( \frac{-dT}{\lambda} \right)$$

et ajoutant des limites de l'intégration

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = \frac{1}{\lambda R} \int_{T_0}^T \frac{dT}{T}$$

On intègre

$$\ln P \Big|_{p_0}^p = \frac{1}{\lambda R} \ln T \Big|_{T_0}^T$$

et substituant les limites,

$$\left. \begin{aligned} \frac{P}{P_0} &= \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{\lambda R}} \\ \frac{P}{P_0} &= \left( \frac{T}{T_0} \right)^{5.25588} \\ d &= q^{5.25588} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots 14)$$

Pour trouver la relation de la masse volumique, l'équation (2) peut être combinée avec l'équation (14):

$$\frac{P}{P_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{1R}} = \frac{r}{r_0} \frac{T}{T_0}$$

$$\frac{r}{r_0} = \left( \frac{T}{T_0} \right)^{-1} \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{1R}}$$

Donc

$$\left. \begin{aligned} \frac{r}{r_0} &= \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{1}{1R}-1} \\ \frac{r}{r_0} &= \left( \frac{T}{T_0} \right)^{4.25588} \\ s &= q^{4.25588} \end{aligned} \right\} \dots\dots(15)$$

Au-dessus de 36089 pieds :

La limite supérieure de la troposphère est la limite inférieure de la stratosphère ; par conséquent ceci est reflété dans les relations de pression, température et de densité pour la stratosphère. De l'équation (13), une relation entre la pression et l'altitude a été dérivée :

$$\frac{dp}{P} = -\frac{1}{RT} dh$$

Avec la température maintenant une constante, l'équation peut être intégrée,

$$\int_{p_{trop}}^p \frac{dp}{P} = -\frac{1}{RT} \int_{h_{trop}}^h dh$$

L'indice **trop** indique les conditions à l'altitude 36089,24 pieds

l'intégration,

$$\ln \left[ \frac{p}{p_{trop}} \right] = -\frac{1}{RT} \left[ h \right]_{h_{trop}}$$

et substituant les limites

$$\ln \left( \frac{p}{p_{trop}} \right) = -\left( \frac{h - 36089,24}{RT} \right)$$

ou

$$\frac{p}{p_{trop}} = e^{-\left( \frac{h-36089,24}{RT} \right)}$$

mais, de l'équation (14)

$$p_{trop} = p_0 \left( \frac{T_{trop}}{T_0} \right)^{5,25588}$$

donc

$$\left. \begin{aligned} \frac{p}{p_0} &= \left( \frac{T_{trop}}{T_0} \right)^{5,25588} e^{-\left( \frac{h-36089,24}{RT} \right)} \\ \frac{p}{p_0} &= (0,22336) e^{-\left( \frac{h-36089,24}{20805,8} \right)} \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(16)$$

Pour trouver la relation de la masse volumique pour la stratosphère, l'équation (2) peut être utilisée de nouveau

$$\frac{p}{p_0} = (0,22336) e^{-\left(\frac{h-36089,24}{20805,8}\right)} = \frac{r}{r_0} \frac{T_{trop}}{T_0}$$

$$\frac{r}{r_0} = \frac{T_0}{T_{trop}} (0,22336) e^{-\left(\frac{h-36089,24}{20805,8}\right)}$$

mais

$$\frac{T_0}{T_{trop}} = \frac{518,67}{389,97} = 1,33$$

donc

$$\frac{r}{r_0} = (0,297076) e^{-\left(\frac{h-36089,24}{20805,8}\right)} \dots\dots\dots(17)$$

Enfin les équations essentielles ont été résumées dans de tableau récapitulatif suivant :

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/P_0$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		hPa	PSI	In.Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573	11 887
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11 582
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11 278
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10 973
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10 363
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10 058
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9 754
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9 449
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8 839
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8 534
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8 230
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7 925
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7 315
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7 010
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6 706
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6 401
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5 791
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5 406
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5 182
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4 877
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4 267
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3 962
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3 658
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3 353
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2 743
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2 438
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2 134
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1 829
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Tableau I: Table des pressions et des températures selon la norme internationale [10]

# Chapitre II

**II.1. SYSTEME DE PRESSURISATION ET SON FONCTIONNEMENT :**

La pressurisation est largement utilisée dans l'aéronautique civile et militaire ; elle consiste à rétablir une pression acceptable par l'organisme humain à l'intérieur du cockpit et/ou de la cabine de l'avion lorsque celui-ci vole à des altitudes élevées, où les conditions extérieures est de  $-56^{\circ}\text{C}$  et 200 millibars de pression, par exemple, c'est-à-dire le cinquième de la pression atmosphérique au sol, ce qui ne permettent pas la survie.

La réglementation internationale de l'aviation civile impose aux avions transportant des passagers à plus de 6000m (20.000 pieds) de maintenir dans la cabine une pression équivalente à environ 2400m (8.000 pieds). Si la pression dans la cabine diminue jusqu'à l'équivalent de 4200 m (14.000 pieds), alors les masques doivent être présentés automatiquement.

**II.1.1. GENERALITES :**

On sait qu'aux altitudes où volent généralement les avions de transport, règne une pression très faible. La quantité d'oxygène contenue dans l'air étant d'environ 21% du volume, si la pression diminue, cette quantité diminue aussi. Dès lors, l'organisme ne dispose plus de suffisamment d'oxygène pour pourvoir à ses besoins. Vers 12 000 mètres la perte de conscience d'une personne soumise à la pression régnant à cette altitude et n'utilisant pas de masque à oxygène, survient en quelques secondes.

Deux possibilités s'offrent alors:

- Soit fournir un surplus d'oxygène à cette personne ce qui n'est pas techniquement envisageable dans un avion commercial sauf pour une durée très courte en situation d'urgence.
- Soit de faire régner dans l'avion une pression telle que la quantité d'oxygène contenue de l'air soit suffisante pour un séjour confortable à bord.

C'est cette deuxième option qui à été retenue. Les équipements de pressurisation rétablissent dans l'avion une pression équivalente à celle régnant aux alentours de 1000 à 2500 mètres maximum dans l'atmosphère standard. Du coup, la pression dans l'avion est beaucoup plus importante qu'à l'extérieur. Schématiquement, le fuselage est "gonflé" comme un ballon de baudruche et donc "sous pression". Il faut donc concevoir des cabines relativement étanches et très résistantes. A titre d'exemple et illustratif, la force s'appliquant sur une porte à cause de cette différence de pression intérieure/extérieure, est de plusieurs tonnes!



**II.1.2. BUT:**

Le système de pressurisation a pour rôle de "souffler" de l'air sous pression dans l'avion en permanence afin de le maintenir "gonflé". Des vannes de décharge (Out Flow Valves) permettent de réguler avec précision la valeur de la pression dans l'avion à une valeur déterminée afin d'y rétablir une altitude fictive réputée convenable pour le confort et la sécurité des occupants.

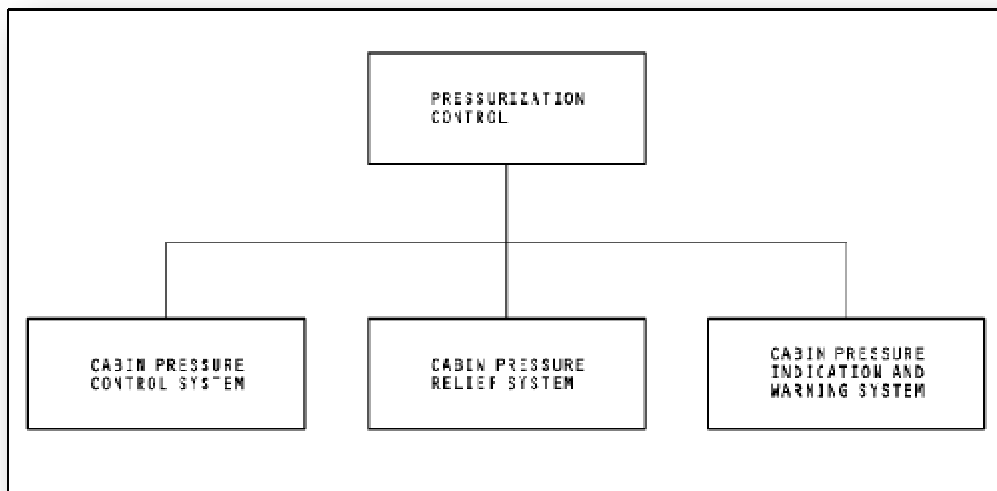
**II.1.3. DESCRIPTION GENERALE :**

Le principe de pressurisation est simple : il consiste à prélever de l'air comprimé derrière le compresseur du réacteur (ou du turbomoteur) pour ensuite le détendre partiellement, le refroidir à la température choisie et l'envoyer dans la cabine. On rétablit ainsi, au moins partiellement, une pression et une température acceptables pour les pilotes et les occupants de l'aéronef.

On ne rétablit pas totalement la pression au sol, dans la mesure où la cellule de l'aéronef supporterait alors des efforts trop importants en haute altitude, risquant d'entraîner la décompression explosive, quand la cabine se viderait violemment de son air, par une perforation accidentelle ou une pression intérieure trop élevée.

Le système de pressurisation contient trois sous-systèmes :

- Cabin pressure control system.
- Cabin pressure relief system.
- Cabin pressure indication and warning system.

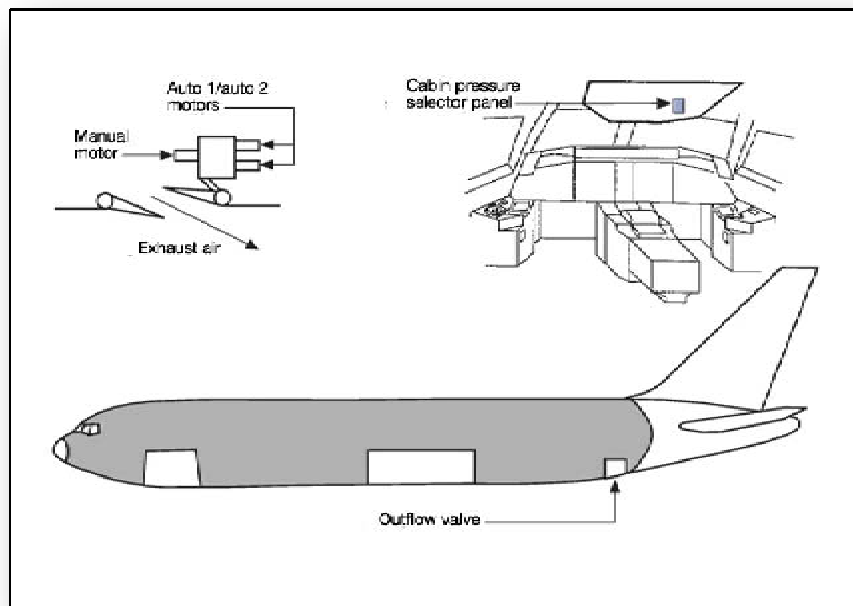


*Figure 1: Les sous systèmes de pressurisation [11]*

### ***Cabin Pressure Control System:***

Le système de contrôle de la pression cabine contrôle le taux d'air sortant de la cabine, les composantes de ce sous système sont:

- Deux contrôleurs numériques de la pression cabine (CPC).
- Valve de décharge OFV (Outflow Valve).
- Soupape d'échappement Overboard.



**Figure 2:** *Système de contrôle de la pression cabine [3]*

### ***Cabin Pressure Relief System :***

Le système de décompression de la cabine est un système qui protège la structure de l'avion contre la surpression et la pression négative si le système précédant (contrôle de la pression cabine) est échoué. Ce système a les composantes suivantes :

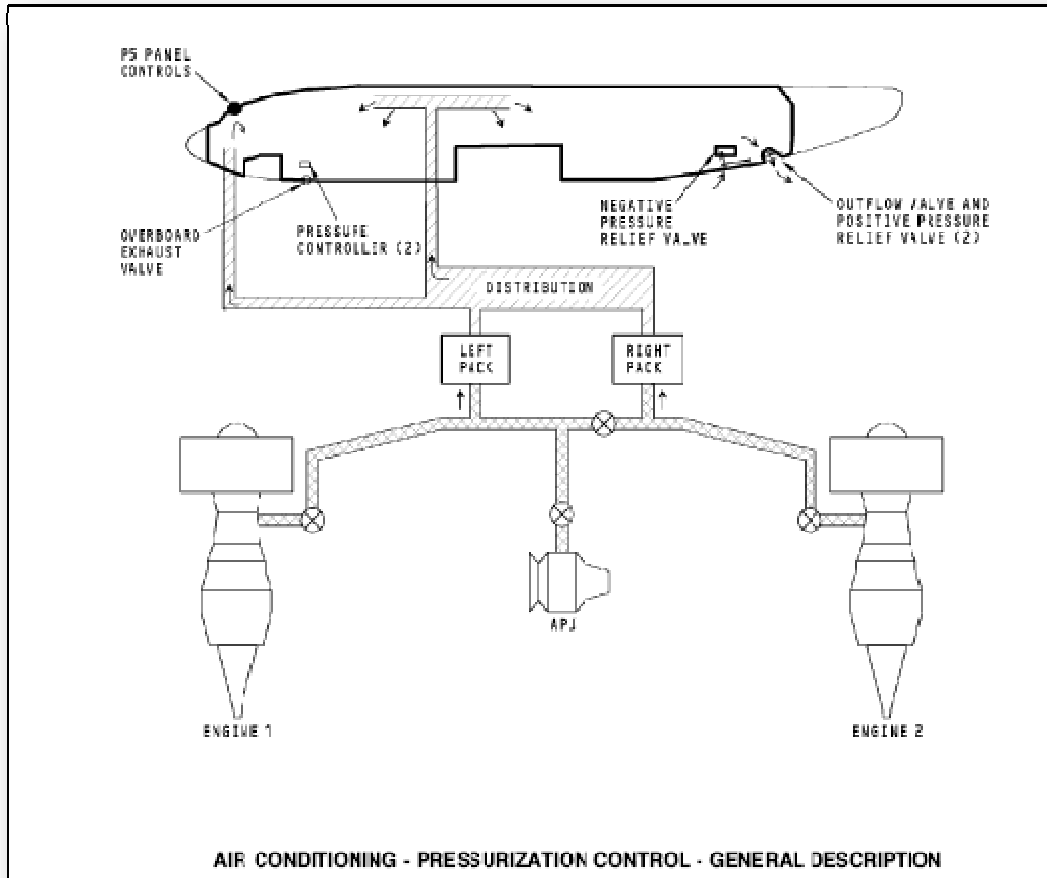
- Deux valves de décompression positives.
- Valve de décompression négative.

### ***Cabin Pressure Indication and Warning System:***

Le système d'indication et d'avertissement de la pression cabine donne des données du statut de circuit de pressurisation. Ce système a ces composantes :

## Chapitre II      Systèmes de pressurisation et configuration de la cabine

- Panneau d'altitude cabine
- Module d'alarme sonore
- Commutateur d'avertissement d'altitude cabine.

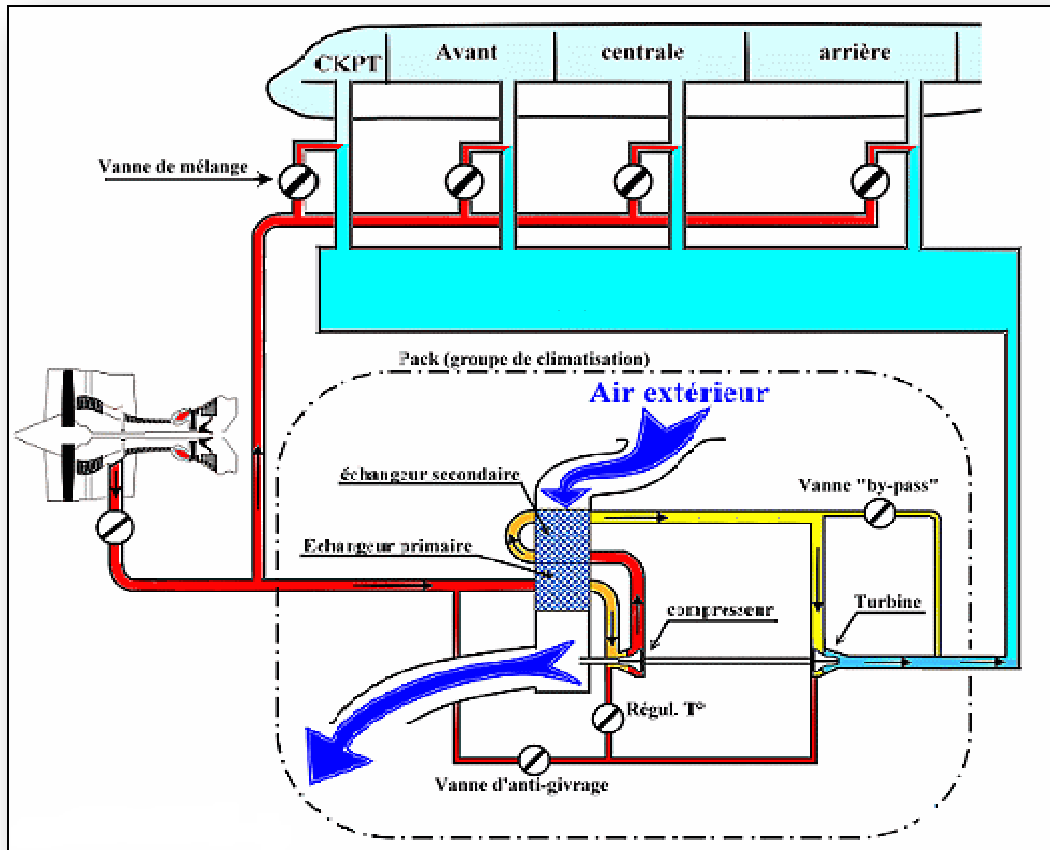


*Figure 3: Description générale du système de pressurisation [11]*

Les systèmes de pressurisation fournissent de l'air régulé en température afin qu'il règne dans l'avion une température confortable. Cet air, est prélevé à l'extérieur de l'avion où il existe une température de l'ordre de (- 56°C). Il faut donc réchauffer cet air. Plutôt que de le réchauffer avec des moyens indépendants, on le prélève dans les réacteurs où il est déjà sous pression (60 PSI) et à haute température (250°C). Attention, l'air doit être prélevé avant qu'il soit mélangé avec le carburant, il est donc dépourvu de tout gaz ou résidu de combustion.

En effet, dans un réacteur, l'air est avant tout compressé violemment ce qui augmente sa température. C'est dans le compresseur que sont faits ces prélèvements. Cet air très chaud passe dans les "packs" où il est refroidi vers 0°C puis dirigé vers des vannes de mélanges où on lui ajoute de l'air de prélèvement non-refroidi afin d'obtenir un mélange dosé en température selon les besoins en cabine.

## II.1.4. FONCTIONNEMENT :



*Figure 4: Pack de climatisation [12]*

L'air de prélèvement qui entre dans le pack est sous pression (60 PSI) et très chaud (250°C). On le fait premièrement passer au travers d'un échangeur primaire où il est refroidi. Cet échangeur fonctionne comme un radiateur de voiture et comme dans le cas de l'automobile, c'est de l'air extérieur qui circule autour de l'échangeur et qui permet ce refroidissement. Ensuite on comprime cet air, ce qui le réchauffe à nouveau. Ensuite un deuxième passage dans un échangeur (secondaire celui-là) d'où l'air ressort relativement refroidi.

Enfin, l'air passe dans une turbine où il se détend partiellement et refroidi jusqu'à atteindre une température proche de 0° degré. Nous disposons alors de l'air froid, qu'il suffit de faire circuler dans l'avion et on lui ajoute un peu d'air chaud de prélèvement afin de lui donner la température idéale pour climatiser les cabines. Le mélange entre l'air froid sorti du pack et l'air chaud issu directement du prélèvement est réalisé dans les vannes de mélange dont le contrôle permet d'ajuster la température dans l'avion à la demande de l'équipage.

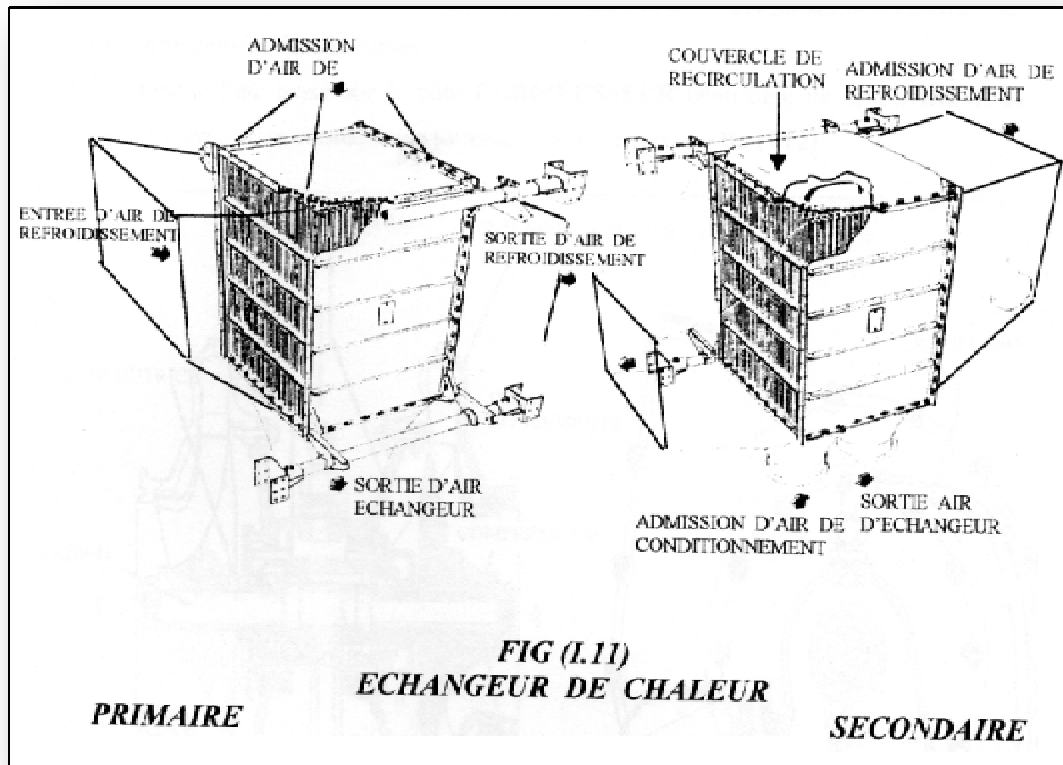


Figure 5: Echangeur de chaleur [1]

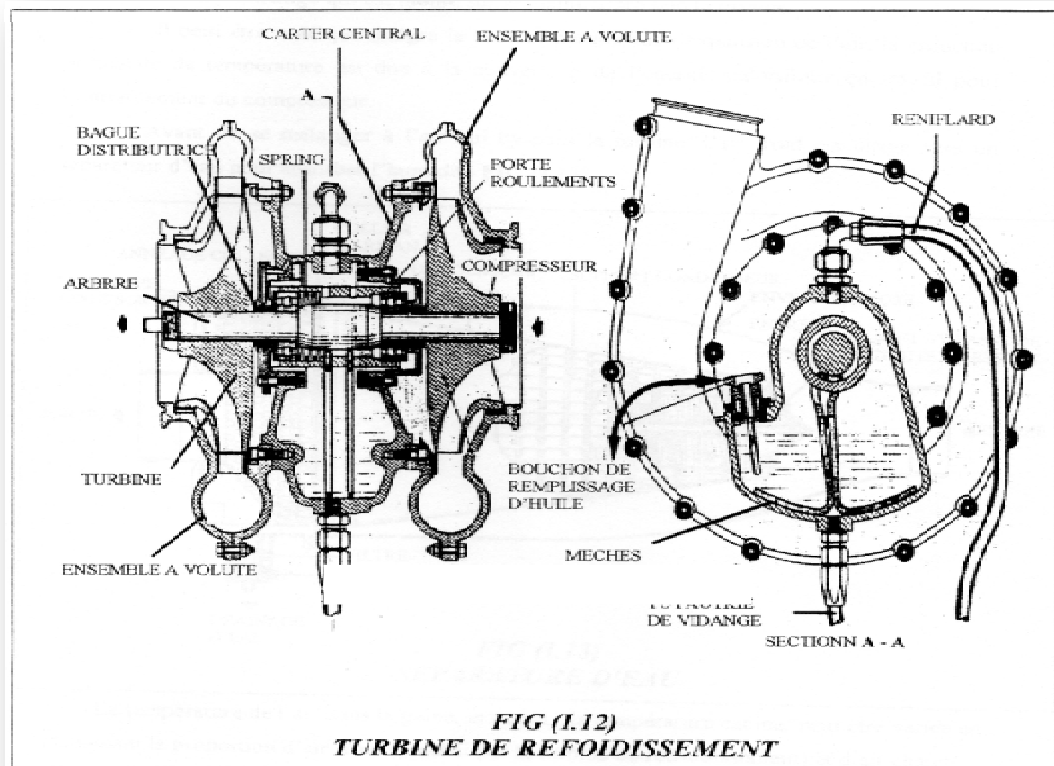
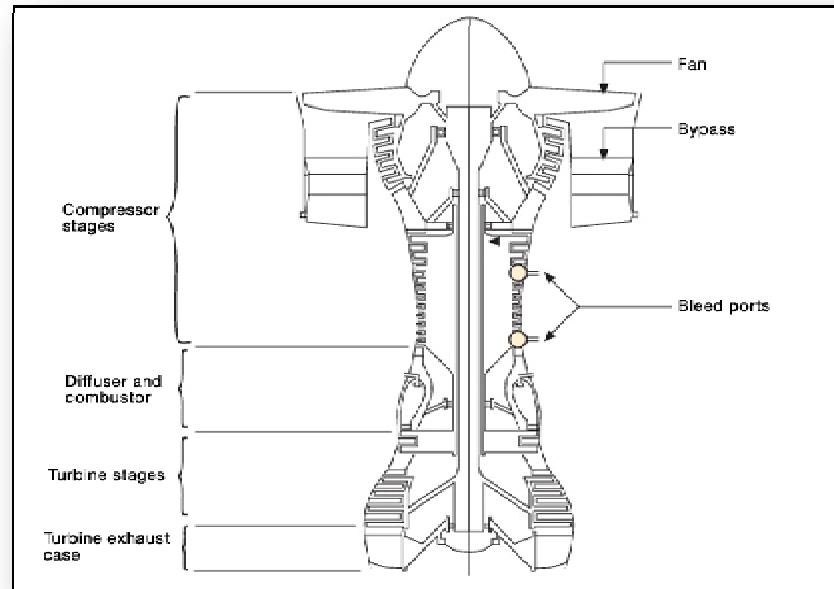


Figure 6: Turbine de refroidissement [1]

### II.1.4.1. Le système de prélèvement d'air :

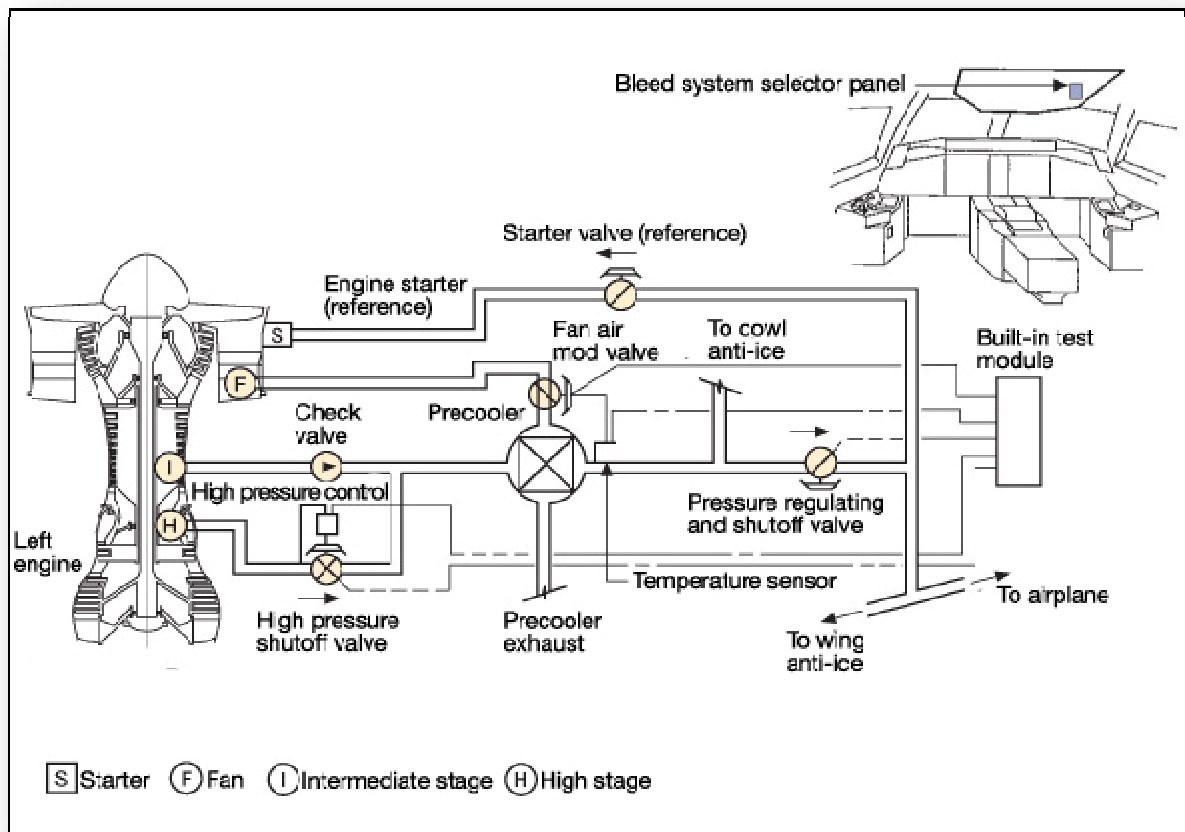
Sur le compresseur deux prises de pression sont installées sur deux étages du compresseur permettant ainsi de prélever de l'air sur le moteur en fonction des différentes phases du vol de l'avion.



*Figure 7: Schéma du moteur et les pris de prélèvement d'air [11]*

Par exemple pendant le décollage lorsque le moteur fonctionne à pleine puissance, l'air est prélevé sur la prise haute pression HP. Pendant la croisière l'air est prélevée sur la prise de pression intermédiaire IP qui offre une pression plus faible mais qui pénalise moins le moteur et sa consommation de carburant. Ceci est réalisé à l'aide de deux composants :

- un clapet anti-retour IP qui empêche l'air prélevé de retourner dans le moteur,
- une vanne HP qui peut être ouverte ou fermée si nécessaire.



*Figure 8: Système de prélèvement d'air [11]*

La première fonction du système de prélèvement d'air est donc de sélectionner de manière optimum la bonne prise d'air sur le moteur.

La deuxième fonction du prélèvement d'air est d'abaisser la pression et la température de l'air prélevé, à des niveaux acceptables pour les conduites placées en aval et pour le système de refroidissement de l'air.

Ceci est réalisé par deux composants principaux :

- Une vanne : La vanne de régularisation de pression (PRV) ; cette vanne le plus souvent de type « papillon » module le débit d'air de façon à ce que le flot d'air aval ait une pression plus faible et constante.
- Un échangeur de chaleur : le pré-refroidisseur ; cet échangeur de chaleur est alimenté sur l'un de ses cotés par de l'air chaud venu du compresseur (via la PRV) et sur l'autre coté par l'air froid prélevé sur le canal d'air de FAN. Cet air de FAN est modulé par une vanne spécifique (FAV), elle est aussi le plus souvent de type papillon.

De cette manière, la température de l'air en sortie de pré-refroidisseur est abaissée.

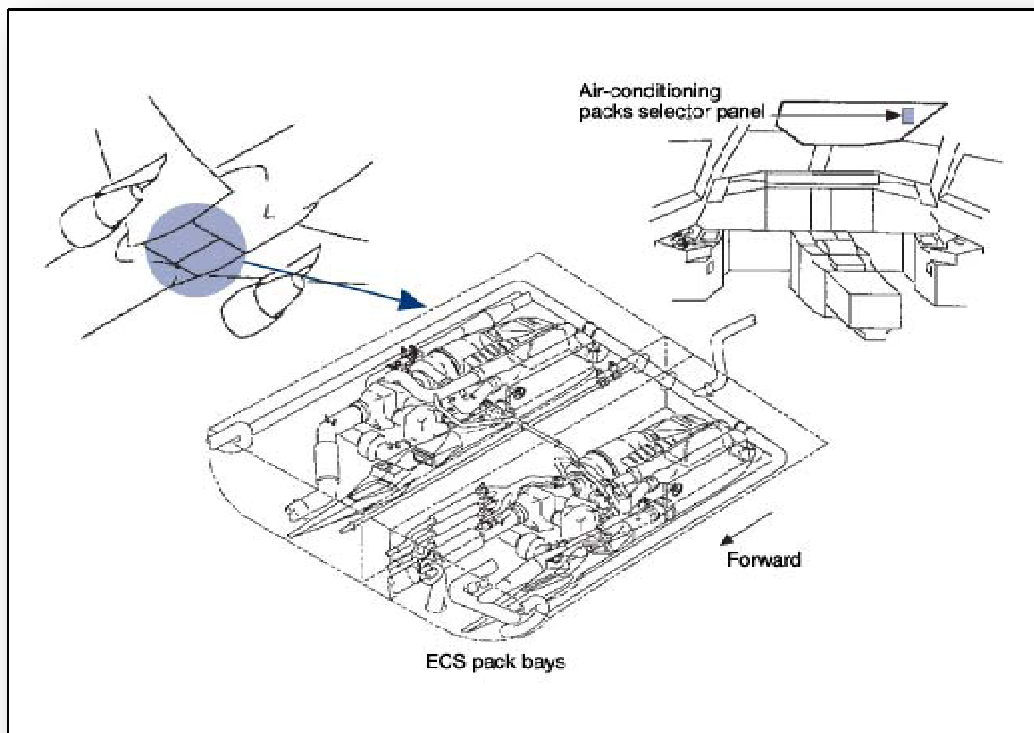
### II.1.4.2.      *Système de refroidissement d'air :*

Nous avons appris comment de l'air comprimé chaud était maintenant rendu disponible grâce au système de prélèvement d'air. La prochaine étape consiste à rendre cet air respirable et à le distribuer dans la cabine à la bonne température.

Ceci va être fait principalement à l'aide des packs de conditionnement d'air qui utilisent des turbomachines pour produire de l'air très froid.

Plus tard nous verrons lors de l'étude du système de distribution et de régularisation de température des zones de la cabine comment cet air est mélangé à de l'air prélevé dans la cabine pour produire l'air finalement distribué pour le plus grand confort des passagers.

### II.1.4.3.      *Pack de refroidissement :*



*Figure 9: Emplacement des packs de refroidissement [11]*

Le but d'un pack de refroidissement est de refroidir de l'air et d'enlever la vapeur d'eau contenue dans l'air chaud prélevé sur les moteurs.

Schématiquement comme indiqué sur la figure 4, le pack transforme de l'air de la zone rouge en air de la zone bleue.



## Chapitre II        Systèmes de pressurisation et configuration de la cabine

L'objectif principal de l'opération menée par le pack de conditionnement d'air est de placer dans le dispositif où son volume pourra s'accroître et corrélativement sa température pourra baisser.

Pour expliquer ce phénomène, on utilisera la loi des gaz parfaits qui est :

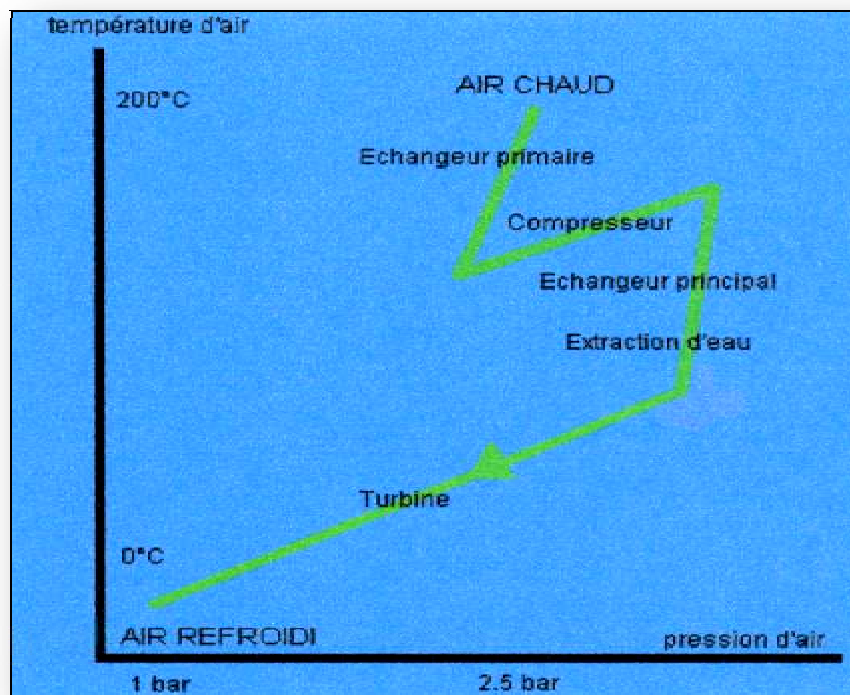
$$P.V = n . R . T$$

Les explications suivantes vont décrire comment cela est réalisé.

Deux échangeurs de chaleur abaissent en deux étapes la température de l'air. Entre ces deux étapes une turbomachine, dans son étage compresseur, comprime l'air pour des raisons thermodynamiques. Ainsi on élimine plus facilement l'eau.

Enfin dans l'étage turbine de cette même turbomachine, l'air va se détendre, abaissant ainsi sa température à un niveau très bas.

Pour éviter la formation de glace, quelques opérations sont ajoutées pour éliminer la vapeur d'eau. Ceci est réalisé dans un condensateur qui condense la vapeur d'eau contenue dans l'air, un extracteur d'eau se chargeant d'évacuer le condensat vers l'extérieur.



*Figure 10: Étape d'élimination de la vapeur d'eau*

### II.1.4.4.      *Système de distribution et de régularisation de la température des zones de la cabine :*

Maintenant nous avons de l'air froid qu'il nous faut préparer car il est vraiment très froid à la sortie des packs de conditionnement d'air et le distribuer partout dans la cabine.

Cet air très froid produit par les packs de conditionnement d'air va être mélangé avec de l'air provenant de la cabine qui est à une température un peu plus élevée que ce qui est recherché, et qu'il est nécessaire de refroidir.

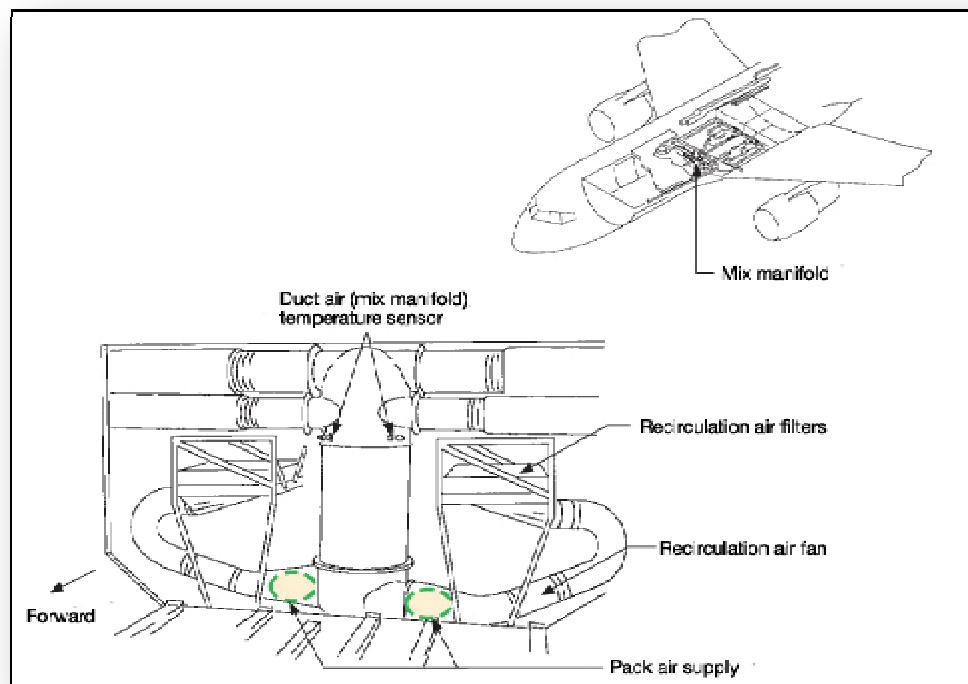
Le système de distribution et de régulation de la température dans les zones de l'avion va contrôler cette phase et fournir de l'air à la bonne température où cela est nécessaire.

A- La première étape se produit dans la chambre de mélange, c'est le plus souvent un gros volume dans lequel il entre :

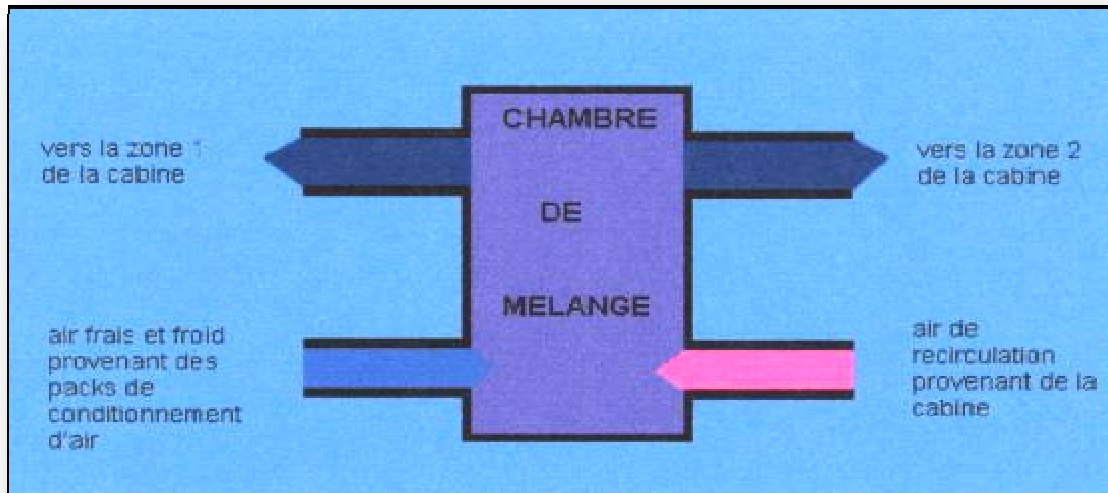
- De l'air froid et frais provenant de packs de conditionnement d'air
- De l'air provenant de la cabine. Cette disposition est appelée «recirculation».

Tout l'air de la cabine est ainsi renouvelé très rapidement et on réalise ainsi une économie de carburant consommé par les moteurs de l'avion car le débit d'air prélevé sur ces moteurs est moindre.

De l'air envoyé dans les tuyaux de distribution vers les différentes zones de la cabine de l'avion.



*Figure 11: Chambre de mélange [11]*



*Figure 12: Fonctionnement de la chambre de mélange*

B- La deuxième étape consiste à distribuer l'air et à réguler la température dans chaque zone de la cabine de l'avion.

Pendant certaines phases de vol, il est nécessaire de chauffer l'air de la cabine ; ceci est réalisé en aval de la chambre de mélange avec de l'air chaud prélevé en amont des packs de conditionnement d'air (avant que l'on refroidisse cet air !). Evidemment au bon taux d'humidité.

Cet air chaud est mélangé dans les différentes conduites alimentant les différentes zones de la cabine avec l'air provenant de la chambre de mélange.

Enfin l'air est poussé dans les conduits de distribution vers les différentes zones de la cabine ; cockpit, zones de cabine, toilettes...

Cette fonction sophistiquée de régularisation qui veille à obtenir la bonne température et la bonne pression dans chacune des zones de la cabine est contrôlée par un système d'asservissement utilisant des capteurs de pression et de température et des calculateurs.

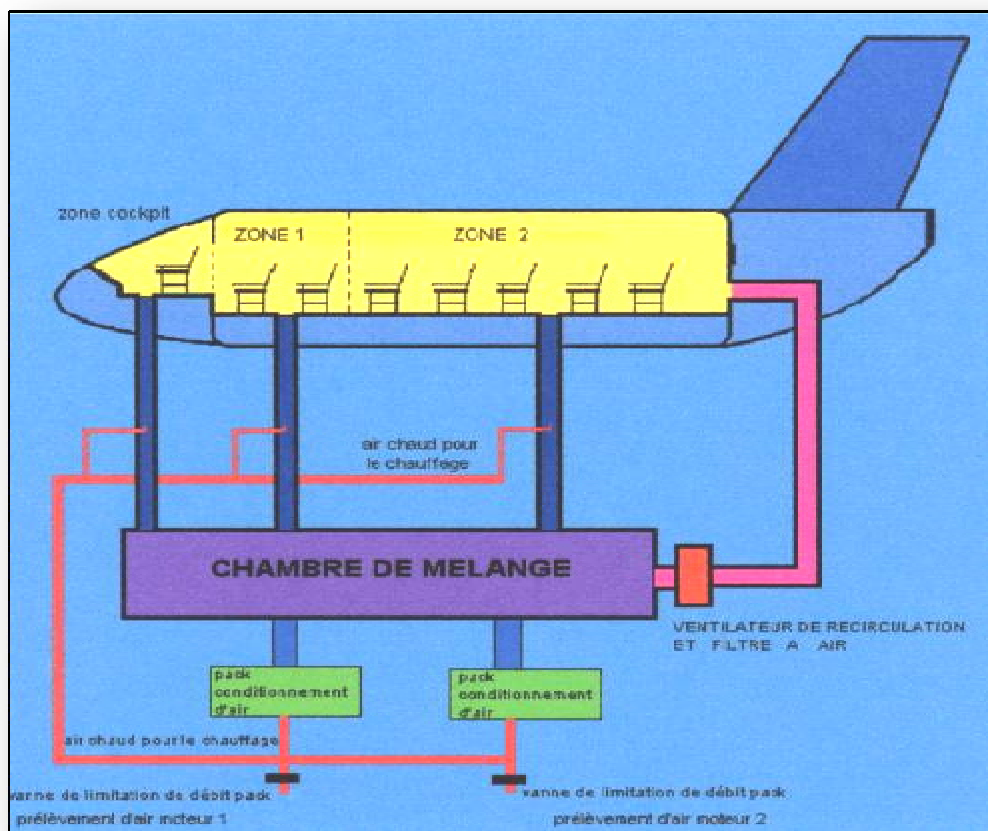


Figure 13: Fonctionnement de la chambre de mélange dans les différentes zones de l'avion

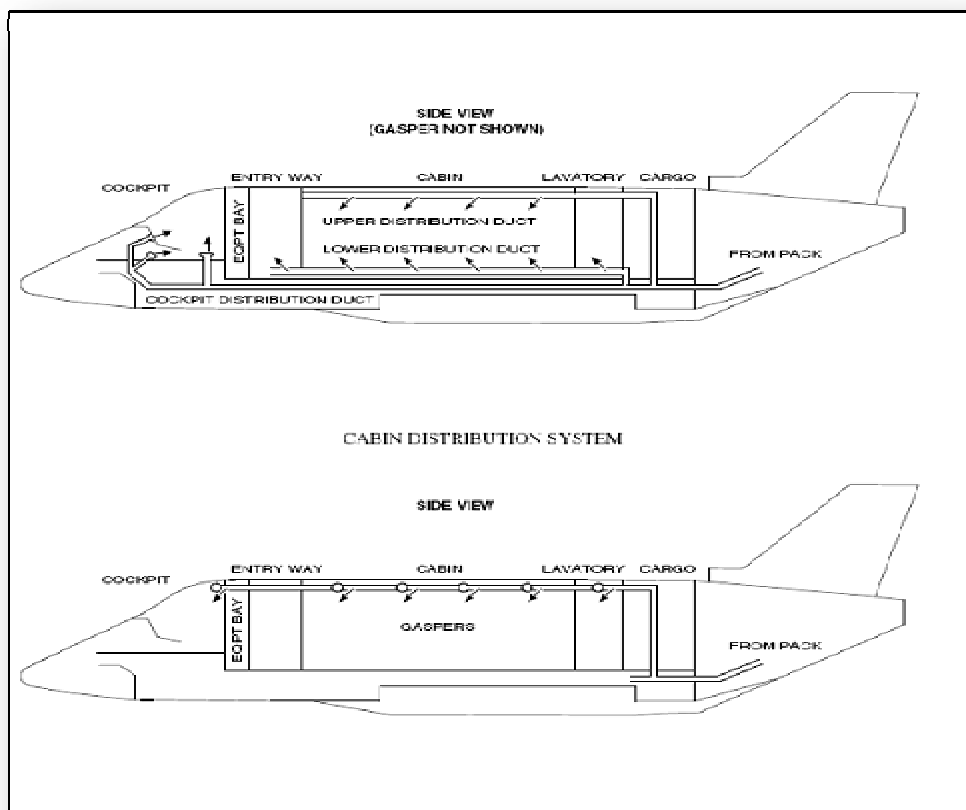


Figure 14: Système de distribution cabine (Challenger 300)

**II.2. PROFIL DE PRESSURISATION DE LA CABINE :**

La cabine peut résister à une différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur qui est limitée par la résistance de sa structure. Le fuselage se comportant comme un tube gonflé et sous pression, sa structure doit pouvoir soutenir les efforts que cela engendre.

Il existe une limite, appelée " $\Delta P$  max" c'est au calculateur de pressurisation de la maintenir dans cette limite. S'il n'y parvient pas, des soupapes de protection de pression différentielle protègent l'appareil d'une défaillance du calculateur en s'ouvrant si la pression différentielle devient excessive.

La cabine d'avion n'est pas du tout conçue pour encaisser une pression différentielle négative c'est-à-dire  $\Delta P$  ne doit pas aller au dessous de -1 Psi.

Pour éviter d'alourdir la cabine par des renforts supplémentaires, une soupape de protection de pression négative est installée au cas où le calculateur aurait une défaillance.

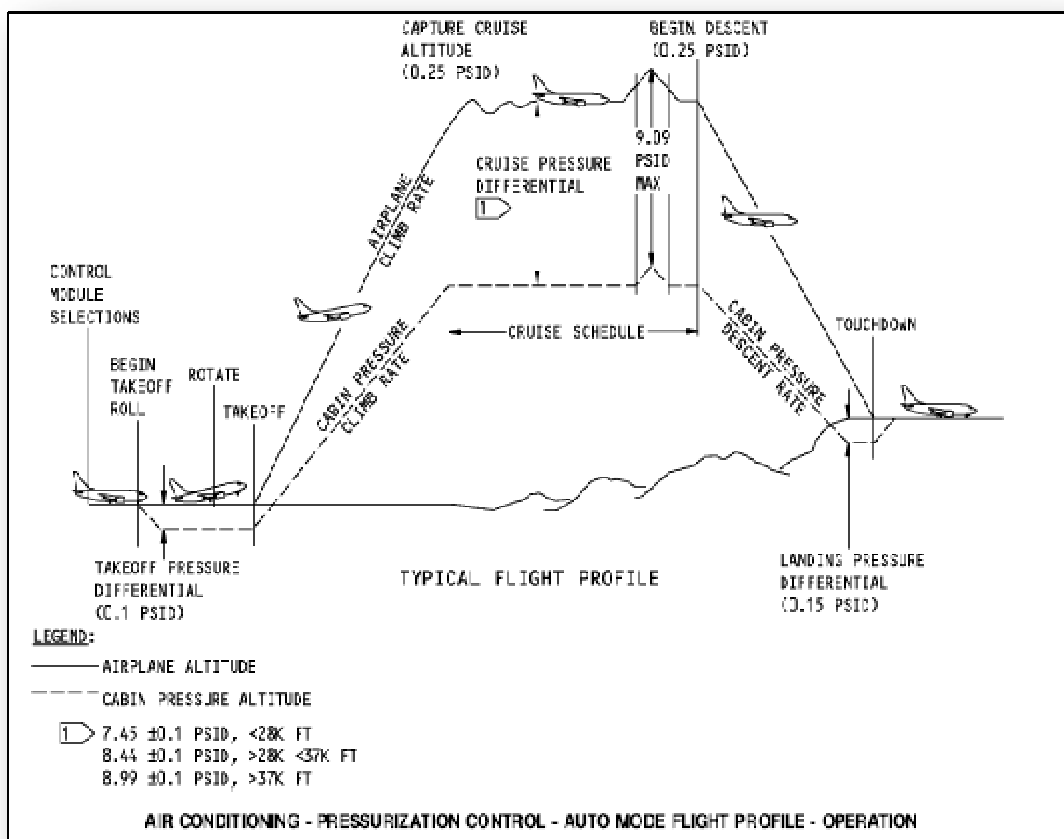


Figure 15: Profile de vol

### **II.2.1. MODE AUTOMATIQUE DE COMMANDE DE PRESSURISATION :**

La commande de pressurisation est assurée par deux systèmes automatiques, indépendants et identiques (régulateur et moteur associé).

- L'un ou l'autre des systèmes commande l'unique OUTFLOW VALVE.
- Un seul régulateur fonctionne à la fois.

Un changement de calculateur s'effectue automatiquement:

- 70 secondes après chaque atterrissage.
- En cas de panne du système en fonctionnement.

Le régulateur utilise normalement l'altitude du terrain d'atterrissage et le QNH en provenance du FMGC et l'altitude pression provenant des ADIRS.

Si les données du FMGC ne sont pas disponibles, le régulateur utilise la référence barométrique CDB des ADIRS et l'altitude terrain du sélecteur LDG ELEV et une loi interne.

La pressurisation est effectuée selon six modes:

#### 1- GROUND (GN)

Avant le décollage et 55 secondes après l'atterrissage, l'OUTFLOW VALVE est commandée en pleine ouverture pour éviter une delta-P résiduelle dans l'avion. Au toucher des roues, une séquence de dépressurisation commande un vario cabine de + 500 ft / mn pour supprimer la delta-P restante.

#### 2- TAKE OFF (TO)

Pour éviter un à-coup de pression à la rotation, le régulateur pré-pressurise l'avion avec un vario de - 500 ft/mn jusqu'à atteindre une delta-P de 0,1 psi. À la rotation, le régulateur initialise la phase montée.

#### 3- CLIMB (CL)

L'altitude cabine varie selon une loi préprogrammée fixe qui prend en compte le vario avion réel en montée. L'altitude et le vario cabine sont ajustés afin d'assurer le confort maximum aux passagers.

### 4- CRUISE (CR)

L'altitude cabine reste à la valeur atteinte lorsque l'avion est en palier, ou rejoint l'altitude du terrain d'atterrissage si celui-ci est plus haut.

### 5- DESCENT (DE)

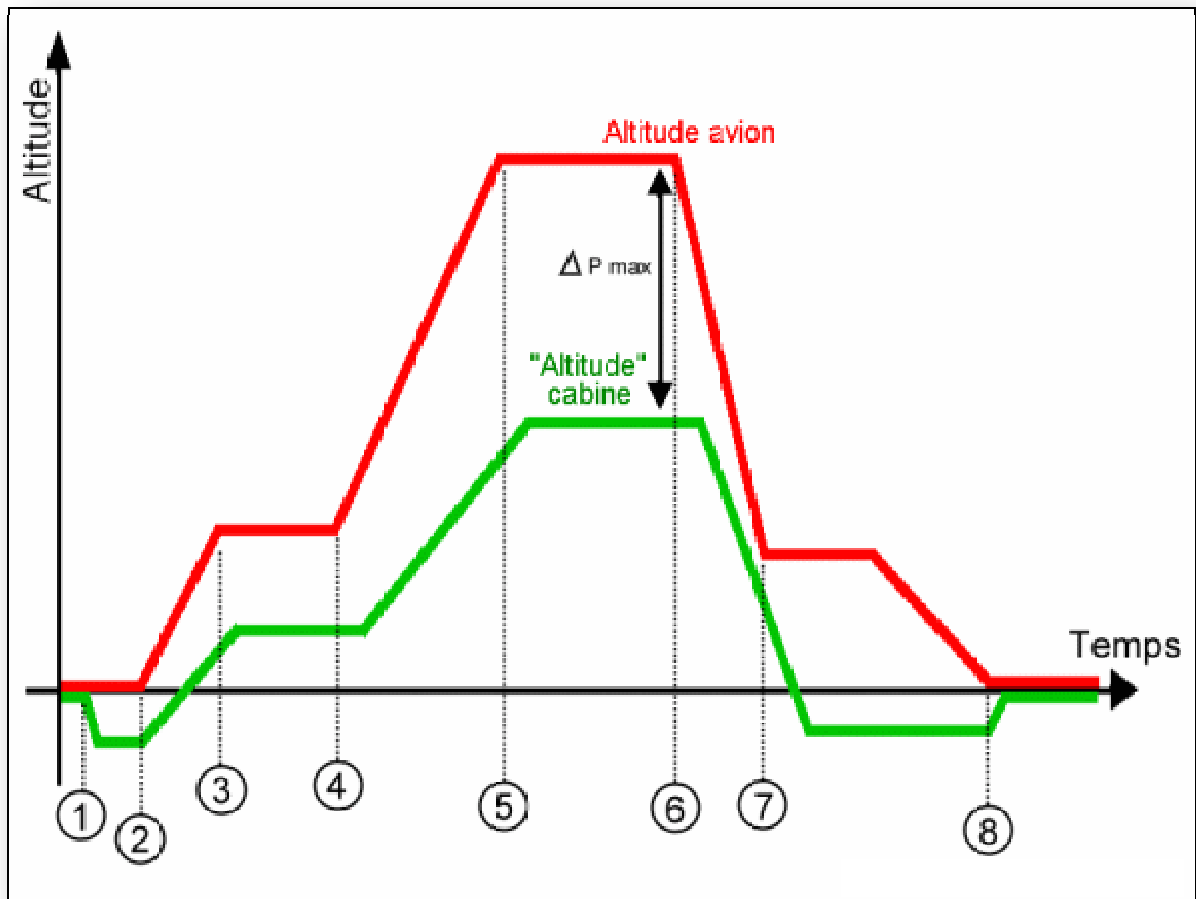
La variation de pression est optimisée de façon à ce que la pression cabine atteigne la pression du terrain de destination avant l'atterrissage. Le vario cabine en descente est limité à -750 ft/mn, valeur par défaut : -350 ft /min.

### 6- ABORT (AB) :

Demi-tour après décollage. Ce mode est utilisé pour empêcher la montée de la cabine si l'avion ne monte pas après le décollage. La pression cabine est maintenue à la valeur qu'elle avait avant le décollage.

En fonctionnement semi-automatique, la seule action équipage nécessaire est le réglage du sélecteur LDG ELEVATION (altitude du terrain de destination).

## II.2.2. SCHEMA DE PROFILE DE PRESSURISATION :



*Figure 16: Schéma de fonctionnement de la pressurisation au cours d'un vol [12]*

### Description du schéma:

En (1) Le pilote applique la puissance de décollage. La pression dans la cabine augmente légèrement, la cabine "descend" et la pression différentielle s'établit à 0,1 psi afin d'éviter un à-coup de pression au décollage.

En (2) l'avion décolle, la cabine "monte" avec l'avion tout en restant à une altitude cabine inférieure à l'altitude réelle de l'avion. La pente de la courbe verte est moins prononcée que la rouge car la pression varie plus doucement dans la cabine qu'autour de l'avion. Cette limitation du vario-cabine permet de ménager les tympans des occupants de l'avion.

En (3) l'avion fait un palier intermédiaire, la pression cabine est maintenue constante, elle fait elle aussi un "palier".

En (4) l'avion reprend sa montée, la cabine suit (toujours sur une pente moins raide pour nos tympans, la limite est à environ 1000 ft/mn)



## **Chapitre II                    Systèmes de pressurisation et configuration de la cabine**

---

En (5) l'avion se stabilise pour la croisière, la cabine également (avec un temps de retard). La différence entre la pression extérieure et intérieure est maximale et de l'ordre de 8 psi sur A330. L'altitude cabine maxi est limitée à 7350 ft (2240 mètres) ce qui permet à l'avion de monter à 41000 ft en respectant la  $\Delta P$  max de 8,70 psi.

En (6), l'avion descend, la cabine aussi toujours moins vite afin de préserver nos oreilles (la limite est à 750 ft/mn sur A330). Ce n'est pas grave, car la cabine étant plus "basse" que l'avion, elle a de l'avance.

**N.B:** Si l'avion descend trop vite trop longtemps, il peut arriver qu'il "rejoigne" la cabine. Si la descente se poursuit ainsi, la courbe rouge pourrait passer au-dessous de la verte, la pression différentielle deviendrait négative ce qui n'est pas prévu. Le contrôleur de pressurisation dans ce cas envoie un message à l'équipage lui demandant de descendre moins vite et ouvre en grand l'OFV afin d'éviter l'apparition d'une  $\Delta P$  négative. Une fois la vanne ouverte en grand il n'y a plus de différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de l'avion et le vario-cabine est égal au vario avion. L'équipage doit donc limiter ses vitesses de descente pour préserver les occupants de l'avion de problèmes ORL pouvant être très douloureux voir graves médicalement parlant.

En (7), l'avion stoppe momentanément sa descente, la cabine continue de descendre vers l'altitude du terrain d'arrivée moins l'équivalent de 0,1 psi pour éviter les à-coups lors de l'atterrissage comme lors du décollage.

En (8) l'avion touche le sol, la cabine remonte rejoindre son altitude, le contrôleur de pressurisation dépressurise doucement la cabine.

### ***QUELQUES REMARQUES :***

- Que se passe-t-il avec l'altitude-cabine en mode isobarique et différentiel?

La plupart des systèmes de pressurisation ont besoin de savoir à quelle altitude le vol sera conduit. Les systèmes plus vieux ont une fenêtre à l'intérieur de laquelle le pilote affiche l'altitude prévue de croisière, en milliers de pieds. C'est le cas de tous les produits Boeing et Douglas, par exemple. Le pilote doit alors se souvenir de modifier ce paramètre advenant un changement en cours de vol, comme une montée imprévue exigée par l'ATC, sans quoi il pourrait bien passer les prochaines heures à se débattre avec une forêt de masques à oxygène dans la cabine! Les systèmes modernes reçoivent l'information automatiquement du FMS. Les systèmes qui ne possèdent pas cette fonction d'affichage sont des systèmes très simples et ne

## **Chapitre II                      Systèmes de pressurisation et configuration de la cabine**

travaillent qu'en mode différentiel ou encore en mode manuel. Dans tous les cas, incluant les moins sophistiqués, le système de pressurisation doit connaître l'élévation de la destination. Ceci dit, il existe beaucoup de modèles de régulateurs sur le marché et chacun a ses particularités dont certaines pourraient me faire mentir.

Scénario 1: Croisière suffisamment élevée pour devoir pressuriser à MAX DIFF. Sitôt après le décollage la cabine adopte un taux de montée moyen (normalement 500 pieds par minute) qui permet d'atteindre MAX DIFF à peu près au moment de la mise en palier. C'est là un exemple d'opération courante et le palier-cabine fait partie des vérifications "Cruise check". Si le pilote règle l'altitude de croisière à FL310 mais monte à FL350, en passant +/- 32,000' l'alarme de cabine dépressurisée sonnera (8500' environ). La majorité des vols de ligne se font en escalier puisque la consommation du carburant décroît la masse de l'avion et ainsi relève le plafond effectif. Deux options s'offrent alors au pilote. Il peut régler la pressurisation à la première altitude de croisière pour ensuite l'ajuster à la hausse au moment de passer au prochain palier. Il peut aussi choisir d'afficher le plus haut palier prévu de toute l'envolée. Dans ce cas les agents de bord feront le gros travail de service en vol à une altitude cabine plus haute que nécessaire, accentuant inutilement l'hypoxie, et par conséquent, la fatigue.

Scénario 2: Opération en mode manuel. Un taux de montée cabine est réglé manuellement par le pilote (bien que nous ne connaissions aucune opération normale qui requiert cette façon de faire). La cabine va adopter ce taux de montée sitôt après le décollage, sans mode isobarique ni différentiel, puisqu'on est en mode manuel. Deux options s'offrent alors. Si l'avion ne vole pas très haut au-dessus de 8000', la pressurisation va maintenir 8000' cabine en mode isobarique. Si l'avion vole haut, la pressurisation va maintenir 8000' en mode différentiel. Ici il faut faire attention parce qu'il existe plusieurs versions hybrides de systèmes de pressurisation et chacun offre des fonctions particulières.

Scénario 3 : Vol local à faible altitude. Parfois (mais rarement) le vol se fait assez bas pour que la cabine puisse conserver l'élévation de l'aéroport du départ sans monter. On dit alors que MAX DIFF est égal ou plus bas que le sol. Prenons par exemple un test en vol à partir de St-Honoré, comportant 2 ou 3 approches IFR dans la région et un circuit d'attente. Le vol se fera entre 540' et 6,000' ASL. Le pilote affichera alors une croisière à 6,000'. La cabine devrait être en mesure de maintenir 440' pendant toute la durée du test en vol grâce au mode isobarique. Si pendant le test en vol survient une remontée imprévue à 12,000', le mode isobarique cherchera à maintenir 440' le plus longtemps possible en augmentant le différentiel

## **Chapitre II                      Systèmes de pressurisation et configuration de la cabine**

---

jusqu'à MAX DIFF. Mais à MAX DIFF, le mode isobarique atteindra sa limite. Le mode différentiel prendra la relève et laissera monter la cabine à 500 pieds par minute pour empêcher un dépassement de MAX DIFF à tout prix. Quelques minutes plus tard, quand l'avion redescendra vers St-Honoré, le mode différentiel fera descendre la cabine à 440' (540' moins la protection de 100') puis le mode isobarique conservera cette altitude-cabine jusqu'à l'atterrissage.

Pour certains gros porteurs, prend-on en considération le poids de l'air pressurisé dans les calculs de masses et centrage, et si oui, comment l'équipe au sol le calcule-t-il (dépendamment de l'altitude de vol prévue)? Sur son site internet, Air Canada indique que lorsque la cabine d'un B747 est entièrement pressurisée, environ une tonne d'air est alors ajoutée à son poids.

# Chapitre III

**III.1. PHENOMENE :****III.1.1. DEFINITION :**

La décompression non contrôlée se réfère à une baisse inattendue dans la pression d'un système fermé et étanche, en aéronautique ; c'est une diminution brusque de la pression d'une cabine ou d'un compartiment pressurisé d'un aéronef, ce qui peut être le résultat d'une défaillance d'un composant comme une porte, une fenêtre ou la verrière de cockpit, un défaut (fissure, rupture dans la structure), ou bien l'incapacité du circuit de pressurisation de l'avion de maintenir son fonctionnement ; Dès que cette décompression aura lieu l'équipement et le personnel tendent à être aspirés en dehors et le personnel peut souffrir des maladies de décompression.

**III.1.2. TYPES DE DECOMPRESSION :**

Généralement ; selon la vitesse et la violence de la décompression qui sont affectées par la taille de la cuve pressurisé, la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur du navire, et la taille du trou de la fuite, l'Administration Fédérale de l'Aviation (FAA) identifie trois types distincts d'événements de décompression dans les avions :

**Décompression explosive (ED):**

La décompression explosive se produit à une vitesse plus rapide que celle à laquelle l'air peut s'échapper des poumons, habituellement en moins de 0,1 à 0,5 secondes. Le risque de traumatisme du poumon est très élevé, comme c'est le danger de tous les objets non fixés qui peuvent devenir des projectiles en raison de la force explosive, qui peut être assimilée à une détonation d'une bombe.

**Décompression rapide :**

Lorsque la décompression est toujours rapide, mais pas plus vite que la vitesse d'une décompression explosive, ce type de décompression prend généralement plus de 0,1 à 0,5 secondes, ce qui permet de décompresser les poumons plus rapidement que la cabine. Le risque de dommages aux poumons est toujours présent, mais nettement réduit par rapport à la décompression explosive.

### La Décompression lente « progressive » :

La décompression lente ou progressive se produit assez lentement que les êtres humains ne peuvent pas la détecter avant l'apparition de l'hypoxie, et pourrait seulement être détectée par des instruments. Ce type de décompression peut également survenir d'une défaillance de pressurisation lors de la montée d'un aéronef.

**Dans notre étude, nous s'intéressons au deuxième type, c'est la décompression rapide.**

#### III.1.3. CAUSES DE LA DECOMPRESSION RAPIDE :

La décompression peut se produire en raison de plusieurs causes telles que la défaillance de structure, ou de l'échec du système de compression (pressurisation) lui-même.

Beaucoup de manuels citent la cause attribuable la plus commune de la décompression est l'échec de la soupape de dégagement (décharge) qui libère l'air de la cabine pressurisé à travers la peau de l'aéronef dans l'air ambiant et dans le groupe moteur. La cause la plus courante signalée dans plusieurs rapports (comme les rapports de la NASA) était les échecs du régulateur de pression.

La défaillance structurale a été une cause relativement rare, tandis que l'échec de la source de pressurisation soit au point du prélèvement moteur ou de packs de conditionnement d'air était courant.

Défauts	ASRS	ATSB
Régulateur	32%	32%
Structural	21%	12%
Source de pressurisation	29%	15%
Les vannes	N/S	20%
L'opérateur	5%	2%
N/S (non déclaré)	13%	15%

*Tableau I: Les causes de décompression suivant les rapports de ASRS et ATSB [16]*

**III.1.4. CONSEQUENCES DE LA DECOMPRESSION RAPIDE :**

Un certain nombre de problèmes pratiques ont été constatés et ceux-ci semblent plus sérieux que les problèmes physiologiques plus largement identifiés dus à l'expansion de gaz, à la décompression rapide et aux altitudes cabine élevées. Le bruit dans le cockpit provoqué par le vent et le klaxon d'avertissement d'altitude cabine a été noté par un certain nombre d'équipage. Les communications étaient difficiles, des fois entre les membres d'équipage sur le poste de pilotage en cas d'une perte de pare-brise et l'équipage de conduite, et d'autre fois entre l'équipage de cabine avec les passagers.

**Risques Physiques :**

Les risques physiques tels que le bruit, l'extraction, les débris et le refroidissement sont bien reconnus, mais dans les pluparts cas de décompressions il ya très peu de risques de dommages mécaniques.

**Risques Physiologiques :**

Le risque physiologique le plus important est l'hypoxie, et bien que l'expansion de gaz se produise, expérience de dommages même dans les cas des décompressions rapides les plus extrêmes sont les dommages de souffle ou le "barotrauma otic » dû à la descente rapide suivante. Les risques théoriques de l'expansion de gaz « intrapulmonary » pendant la décompression rapide lui-même semblent être bien adressés par la conception d'avion. D'autres problèmes à l'altitude incluent le risque d'hypothermie dû aux basses températures de l'air ambiantes aussi bien que l'expansion du gaz dans la cabine elle-même. Il n'y a eu aucun rapport de maladie de caissons résultant de la décompression rapide bien qu'il y ait un risque théorique si l'altitude cabine excède 18.000 pieds.

Une décompression aura souvent comme conséquence un brouillard dans la cabine en raison de la baisse rapide dans la température et du changement de l'humidité relative. Une décompression affectera également le corps humain. L'air s'échappera des poumons par le nez et la bouche en raison d'une plus basse pression soudaine en dehors de des poumons. La pression atmosphérique différentielle de chaque côté du tympan devrait se dégager automatiquement. L'exposition au souffle de vent et les températures extrêmement froides sont d'autres risques que le corps humain peut faire face avec la décompression.

**III.1.5. MESURE DU TEMPS D'UNE DECOMPRESSION RAPIDE :**

Il ya un certain nombre de facteurs qui caractérise la décompression comme le volume de la cabine, la section du trou de fuite, et la différence entre la pression altitude cabine (intérieur) et la pression altitude de vol (extérieur).

Le critère le plus important à mesurer pour les enquêteurs d'accidents est le temps de la décompression rapide, en particulier lorsque les avions sont rapidement descendus dans le cas d'une décompression rapide, le temps nécessaire pour atteindre l'altitude cabine finale (c'est lorsque la pression altitude cabine est égale celle d'altitude de vol) sera une fonction des facteurs précédents caractérisant la décompression.

La position de n'importe quel défaut structural fera une différence significative à l'altitude cabine ; là où la défaillance de structure telle qu'un pare-brise est située à l'avant de l'avion il peut y a un effet significatif "d'air dynamique", tandis qu'il si y a sur le côté ou l'arrière de l'avion il peut jaillir soit un effet d'aspiration dû aux forces de venturi agissant autour du défaut. Ceci peut faire une différence à entre 2.5 et 1 lb/inch<sup>2</sup> à l'altitude cabine finale. L'opération continue des packs de pressurisation peut également contribuer aux altitudes cabine finales sensiblement inférieures suivant une décompression rapide près, pas moins 1.000 pieds d'altitude pression.

Deux équations principales fournissent des approximations utiles du temps d'une décompression entière d'une cabine ou d'une autre :

**Équation de Fleigner :**  $t = 0.22 * (V_c / A) * \text{SQRT} ((P_c - P_a) / P_a)$

- t = temps pris(en secondes) pour que la décompression se produise.
- V<sub>c</sub> = volume de la cabine (ft<sup>3</sup>)
- A = section d'orifice de fuite (inch<sup>2</sup>).
- P<sub>c</sub> = Pression de la cabine.
- P<sub>a</sub> = pression ambiante.

**Équation de Haber-Clamann :**  $t = t_c * P_1$

Avec :  $t_c = V_c / (A * C)$

- t<sub>c</sub> = Constante de temps
- C = célérité (vitesse) du son (mètre/secondes)
- P<sub>1</sub> = f (P<sub>initiale</sub> / P<sub>finale</sub>)



## III.1.6. LES ACCIDENTS ET LES INCIDENTS NOTABLES DE LA DECOMPRESSION:

Événement	Date	Vaisseau pressurisé	Type de l'événement	Nombre de morts / # à bord	Type de la décompression	La cause
<u>BOAC Flight 781</u>	1954	<u>de Havilland Comet</u>	Accident	35/35	Décompression explosive	Fatigue des matériaux
<u>Soyuz 11 re-entry</u>	1971	<u>Soyuz spacecraft</u>	Accident	3/3	Décompression progressive	Endommagement de la soupape de ventilation de la cabine
<u>American Airlines Flight 96</u>	1972	<u>Douglas DC-10-10</u>	Accident	0/67	Décompression rapide	Défaillance d'un porte cargo
<u>Turkish Airlines Flight 981</u>	1974	<u>Douglas DC-10-10</u>	Accident	346/346	Décompression explosive	Défaillance d'un porte cargo
<u>Tan Son Nhut C-5 accident</u>	1975	<u>C-5 Galaxy</u>	Accident	155/330	Décompression explosive	mauvais entretien des portes arrière
<u>Far Eastern Air Transport Flight 103</u>	1981	<u>Boeing 737</u>	Accident	110/110	Décompression explosive	Corrosion
<u>Byford Dolphin accident</u>	1983	<u>Diving bell</u>	Accident	5/6	Décompression explosive	Erreur humaine, pas de fail-safe dans la conception
<u>Japan Airlines Flight 123</u>	1985	<u>Boeing 747-SR46</u>	Accident	520/524	Décompression explosive	défaillance structurale de la cloison pressurisée arrière
<u>Aloha Airlines Flight 243</u>	1988	<u>Boeing 737-297</u>	Accident	1/95	Décompression explosive	Fatigue de métal
<u>United Airlines Flight 811</u>	1989	<u>Boeing 747-122</u>	Accident	9/355	Décompression explosive	Défaillance d'un porte cargo
<u>British Airways Flight 5390</u>	1990	<u>BAC One-Eleven</u>	Incident	0/87	Décompression rapide	Défaillance pare-brise
<u>South Dakota Learjet</u>	1999	<u>Learjet 35</u>	Accident	6/6	Graduelle ou une décompression rapide	(Indéterminé)
<u>Australia</u>	2000	<u>Beechcraft</u>	Accident	8/8	Décompression	(Indéterminé)

<u>"Ghost Flight"</u>		<u>Super King Air</u>			<i>suspectée (soupçonnés)</i>	
<u>TAM flight 9755</u>	2001	<u>Fokker 100</u>	<i>Accident</i>	1/82	<i>Décompression rapide</i>	<i>Fenêtre brisée par des éclats d'obus après une panne moteur</i>
<u>China Airlines Flight 611</u>	2002	<u>Boeing 747- 200B</u>	<i>Accident</i>	225/225	<i>Décompression explosive</i>	<i>Fatigue des matériaux</i>
<u>Helios Airways Flight 522</u>	2005	<u>Boeing 737- 31S</u>	<i>Accident</i>	121/121	<i>Décompression progressive</i>	<i>Le système de pressurisation a été mis au mode manuel pendant tout le vol, provoquant une panne de pressurisation de la cabine.</i>
<u>Qantas Flight 30</u>	2008	<u>Boeing 747- 438</u>	<i>Incident</i>	0/365	<i>Décompression rapide</i>	<i>Rupture de fuselage du à l'explosion d'une bouteille d'oxygène</i>
<u>Southwest Airlines Flight 2294</u>	2009	<u>Boeing 737- 300</u>	<i>Incident</i>	0/126 + 5 crew	<i>Décompression rapide</i>	<i>Un trou d'un pied carré (0,093 m<sup>2</sup>) soufflé dans le fuselage pendant le vol. Selon l'enquête</i>

### III.1.7. IMPLICATIONS POUR LA CONCEPTION DES AVIONS :

Les avions modernes sont conçus avec des nervures longitudinales et circulaires renforcé dans l'ordre d'empêcher les dommages de déchirer l'ensemble de fuselage ouvert pendant un incident de décompression. Cependant, les événements de décompression ont néanmoins prouvé mortel pour les avions d'autres manières. En 1974, la décompression explosive au bord de Turkish Airlines vol 981 a fait effondrer le plancher et couper les câbles de commande du vol. La FAA a publié une consigne de navigabilité dans l'année suivante aux fabricants des avions gros-porteurs afin de renforcer les planchers de sorte qu'ils puissent résister aux effets de la décompression en vol causée par une ouverture de 20 pieds carrés (1,9 m<sup>2</sup>) dans la soute inférieure. Les fabricants ont été en mesure de se conformer à la directive, soit par le renforcement des planchers et / ou installer des ouvertures de secours entre la cabine et la soute arrière.

Les portes des cabines sont conçues pour rendre presque impossible de perdre la pressurisation grâce à l'ouverture d'une porte de la cabine en vol, que ce soit accidentellement ou intentionnellement. La conception de la porte prise en sorte que lorsque la pression dans la cabine dépasse la pression de l'extérieur les portes sont fermées et forcées et ne s'ouvriront pas jusqu'à ce que la pression soit équilibrée. Les portes de cabine, y compris les issues de secours, mais pas toutes les portes cargos, s'ouvrent vers l'intérieur, ou doit d'abord être tiré vers l'intérieur et ensuite tournées avant qu'elles puissent être poussées dans le cadre de la porte, car au moins une dimension de la porte est plus grande que le châssis de la porte.

Avant 1996, environ 6.000 grands avions de transport commercial ont été certifiés pour voler jusqu'à 45.000 pieds, sans être exigé de répondre aux conditions spéciales liées au vol à haute altitude. En 1996, le FAA a adopté l'amendement 25-87, qui a imposé des spécifications "haute-altitude" "pression- cabine" additionnelles, pour des nouvelles conceptions des types d'avions. Pour les avions certifiés pour fonctionner au-dessus de 25.000 pieds (FL 250), ils « doivent être conçus de sorte que les occupants ne soient pas exposés aux pressions altitudes-cabine supérieure à 15.000 pieds après aucune défaillance probable dans le système de pressurisation ». Dans le cas d'une décompression qui résulte de « n'importe quel état de panne n'est pas avéré extrêmement improbable », les avions doivent être conçus de sorte que les occupants ne soient pas exposés à une altitude cabine supérieure à 25.000 pieds pendant plus de 2 minutes, ni dépassant une altitude de 40.000 pieds à tout moment. Dans la pratique, cette nouvelle modification des FAR impose un plafond opérationnel de 40.000 pieds sur les plupart nouvelles conceptions des avions commerciaux.

### ***III.1.8.DECOMPRESSION RAPIDE DANS LES AVIONS DE TRANSPORTS AERIEN :***

Les conséquences d'une décompression rapide dans les aéronefs de transport aérien n'ont pas reçu un niveau élevé d'attention ces dernières années, en raison de la fiabilité des systèmes de pressurisation de la cabine et la disponibilité des dispositifs automatiques d'avertissement /protection comme moyens de défense supplémentaires.

Deux échecs fortement annoncés comprenant la défaillance partiel de la coque d'un Boeing 737 (ALPHA Airlines) et la perte d'une porte de la cabine dans un Boeing 747-200 ces échecs nous ont rappelé que les décompressions rapides extrêmes sont encore possibles.

Il n'y a aucune base de données internationale sur les décompressions affectant des avions de transports aériens. L'acquisition des données est souvent limitée par les exigences et les définitions des déclarations et des rapports; dans de nombreux pays, seulement ces

décompressions qui mènent à l'utilisation de l'oxygène sont signalés et même ceux-ci incomplètement. Les excursions d'altitude cabine au-dessus de 10.000 pieds exigent de l'équipage de mettre des masques améliorent le reportage, encore plus où l'altitude cabine dépasse 14.000 pieds avec des masques de passager automatiquement déployés.

La littérature suggère qu'il ya 40 à 50 décompressions rapides par an dans le monde entier. Le chiffre couramment cité de 50.000 heures de vol par cas de décompression rapide semble être un chiffre sous-estimé, basée sur les rapports d'échec de pressurisation des cabines d'avion en Australie. Une meilleure définition internationale et une collecte des données plus conformée sur les incidents de décompression donneraient une évaluation plus précise du niveau de risque et les moyens les plus appropriés d'aborder le problème.

La décompression catastrophique due à une défaillance de la structure est rare, mais de nombreux incidents conduire à une augmentation rapide d'altitude cabine, quelle que soit la cause. Beaucoup problèmes de pressurisation sont transitoires et spontanément (auto-résolvants), de sorte que leur cause est difficile à établir, malgré une enquête approfondie.

Les perturbations d'exploitation les plus extrêmes se produit lorsque la verrière ou le pare-brise sont perdus.

Les décompressions insidieuses lentes peuvent être également dangereuses où il n'y a aucune indication d'élévation d'altitude cabine.

### **Altitude de vol**

Notez que 4% des décompressions se produisent à 40.000 pieds et plus, où il est susceptible d'entraîner des risques graves pour les occupants.

### ***III.2. REGULATION :***

Toutes les procédures de secours dans l'AFM (Aircraft Flight Manuel) devraient être passées en revue avant de voler n'importe quel avion, et soient aisément accessibles pendant chaque vol. Une description de certaines des urgences d'haute-altitude les plus significatives et d'action réparatrice pour chacune suit.

Les solutions possibles sont à facettes multiples. La fiabilité des circuits de pressurisation de l'avion est à un niveau élevé, mais les incidents de décompression sont susceptibles de continuer de façon régulière. L'efficacité de formation d'hypoxie d'équipage aérien a pour être scientifiquement validée encore pour son efficacité, mais l'évidence

empirique des avantages des marques anecdotiques d'études de cas il une partie inattaquable de nos défenses secondaires. Avec l'arrivée des simulateurs relativement bon marché de dilution, la formation d'hypoxie est un peu coûteuse, commode et sans risque de DCI.

### **Quelques procédures recommandées :**

- Collecte améliorée de reportage et de données.
- Formation d'hypoxie d'équipage.
- Surveillance d'altitude cabine et systèmes d'avertissement améliorés.
- Formation et procédures d'ATC.
- Simplifier SOPs.
- Equipement de l'oxygène.

Le vol par l'activité d'orage ou la turbulence grave connue devrait être évité, si possible.

### ***III.3. PROCEDURE D'URGENCE :***

Les équipages ont signalé un certain nombre de problèmes qui comprend l'échec par le contrôle aérien d'apprécier la nécessité de tout un ensemble de procédures d'exploitation standard pour les actions d'urgence.

L'équipage a noté la difficulté d'essayer de garder le contrôle de l'altitude cabine après le changement du mode automatique au manuel de système de control de pression.

L'équipage a besoin de simplifier des procédures habituelles d'opération en cas de la décompression rapide pour permettre à l'équipage de poste de pilotage de contrôler l'urgence. Ceci inclut développer une meilleure compréhension par des aiguilleurs du ciel du besoin de descente de secours si une décompression rapide se produit.

Les cas récents de la capacité limité d'équipage suivant la décompression rapide peuvent mener à une commande vers une présentation plus efficace et à l'utilisation rapide de l'équipement de l'oxygène. Ceci peut être lié à l'utilisation des capots de smoke/oxygène qui permettent au porteur de maintenir un champ visuel clair en cas d'un feu d'habitacle. Cependant, dans beaucoup d'incidents jusqu'ici, l'issue principale a été défectueuse d'identifier que l'altitude cabine a monté aux niveaux peu sûrs ; une recommandation récente d'ATSB que les dispositifs d'alarme sonore en tant que "acquéreurs d'attention" en cas d'un échec de pressurisation peuvent améliorer la sûreté mérite davantage d'attention.

Le rétablissement de tous les types de décompression est semblable. Des masques d'oxygène devraient être mis, et une descente rapide être lancés aussitôt que possible pour éviter le début de l'hypoxie. Le temps accordé pour faire un rétablissement à une altitude sûre avant que la perte de conscience utile soit, naturellement, beaucoup moins avec une décompression explosive qu'avec une décompression rapide.

# Chapitre IV

### **IV.1. INTRODUCTION :**

Dans ce chapitre nous allons présenter une analyse théorique de la décompression d'une cabine pressurisée soudainement perforée. Les cas d'un ou de plusieurs compartiments de cabine sont pris en compte. On développe des équations qui peuvent être employées pour calculer le taux d'air sortant, le temps de décompression, le taux d'air entrant nécessaire dans la cabine pour augmenter le temps de décompression, et les graphes qui montrent la variation de différence de pression en fonction du temps de chacun des cloisons qui séparent les compartiments.

Dans les paragraphes suivants les équations sont développées et tracées pour permettre la détermination rapide du temps de décompression et la quantité d'air nécessaire pour augmenter le temps de décompression. Pour une décompression d'une cabine compartimentée seulement les équations fondamentales sont données. Ceux-ci peuvent être résolus en employant l'outil informatique. Les exemples démontrent l'utilisation des formules appropriées pour chaque cas.

### **IV.2. MODELISATION NUMERIQUE:**

Afin de simuler un écoulement fluide, un problème de transfert thermique, et d'autres phénomènes physiques relatifs, il est nécessaire de décrire ce problème physique en termes mathématiques.

#### **a. Principe:**

Le principe de la modélisation est simple, il sert à remplacer un système physique complexe par un modèle mathématique simple (système d'équations), ce dernier peut être transformé en modèle numérique facile à résoudre à l'aide de l'outil informatique.

#### **b. Etapes de modélisation:**

La démarche de modélisation s'appuie sur le chemin suivant:

1. La mise en équation: c'est la recherche d'un modèle mathématique (système d'équation) représentant le modèle physique.
2. La résolution de système d'équation à l'aide des méthodes numériques (méthode de Runge Kutta 4, dans notre cas).
3. La programmation informatique des relations trouvées par les méthodes numériques.
4. Interprétation et exploitation des résultats.



**IV.3. DÉCOMPRESSION D'UNE CABINE FERMÉE (SCELLÉE) :**

Les deux tableaux suivants présentent la nomenclature des noms de variables, ainsi les indices utilisés.

<b>Nomenclature</b>
« A » section effective du trou (section géométrique du trou*coefficient de décharge) $ft^2$
« $A_{ij}$ » Section de passage d'air entre le compartiment i et j.
« a » Constante $0.532 \text{ } ^\circ R/sec.$
« $C_p$ » Chaleur spécifique de l'air à pression constante $0.24 BTU/lb.^\circ R.$
« $C_v$ » Chaleur spécifique de l'air à volume constant $BTU/lb.^\circ R.$
« k, $\gamma$ » Rapport des chaleurs spécifiques $C_p/ C_v.$
« R » constantes des gaz parfait.
« $\omega$ » Poids de l'air dans la cabine $lb.$
« g » facteur de consistance dimensionnelle
« $w_i$ » Masse d'air du compartiment i.
« n » Expansion poly tropique. $1 < n < k.$
« P » Pression totale ou pression de la cabine $lb. /ft^2.$
« p » Pression statique au niveau du trou $lb. /ft^2.$
« $P_{ij}, P_s$ » Pression entre le compartiment i et j, et pression de stagnation.
« T » Température totale ou température d'air de la cabine $^\circ R.$
« $T_{ij}, T_s$ » Température entre le compartiment i et j, et température de stagnation.
« R » Constante des gaz parfaits $53.3 ft.lb.mass/lb.force \text{ } ^\circ R$
« V » Volume de la cabine $ft^3.$
« v » Vitesse de l'air $ft. /sec.$
« $u_{ij}$ » Vitesse d'air entre le compartiment i et j.
« m » Le débit d'air sortant à travers le trou $lb. /sec.$
« $m_i$ » Le débit d'air entrant dans la cabine $lb. /sec.$
« $m_{ij}$ » Débit d'air entrant dans le compartiment i venant du compartiment j.
« $\theta, t$ » Temps de décompression.
« $\rho$ » Densité de l'air.
« $\rho_{ij}$ » Densité d'air entre le compartiment i et j.
« $\rho_{ij}, \rho_s$ » Densité d'air entre le compartiment i et j, et densité de stagnation.

*Tableau1 : Tableau de nomenclature*

<b>Les indices</b>
« a » Conditions atmosphériques.
« c » Conditions de la cabine.
« cr » Conditions critiques.
« h » Conditions au trou.
« x » n'importe valeur tant que la décompression se fait avec un écoulement sonique au trou.
« y » n'importe valeur tant que la décompression se fait avec un écoulement subsonique au trou.
« 0 » conditions initiales de décompression avec un écoulement sonique.
« 1 » conditions initiales de décompression avec un écoulement subsonique.
« 1a » Direction de l'écoulement de compartiment (1) vers l'ambient.
« 21 » Direction de l'écoulement de compartiment (1) vers le compartiment (2).
« 23 » Direction de l'écoulement de compartiment (2) vers le compartiment (3).
« 31 » Direction de l'écoulement de compartiment (3) vers le compartiment (1).
(1) Conditions dans le compartiment (1).
(2) Conditions dans le compartiment (2).
(3) Conditions dans le compartiment (3).

*Tableau2 : Tableau des indices*

**Débit d'air :**

Pour le développement des équations de base, considérant une cabine pressurisée parfaitement scellée et isolée comme grand réservoir d'air. La piqûre du mur de la cabine fera échapper l'air avec un débit  $m$  qui diminue pendant que la pression de la cabine est réduite. Si la pression extérieure est suffisamment faible, l'écoulement d'air dans le trou est sonique jusqu'à ce que la pression de la cabine soit réduite au niveau où  $p_a/P = (p/P)_{cr}$ , et par la suite l'écoulement sera subsoniques.

Le débit d'air signifie la quantité d'air qui traverse une section à une vitesse donnée par unité de temps.

$$m_{ij} = \rho_{ij} u_{ij} A_{ij} \dots \dots \dots (1)$$

Nous considérons un écoulement incompressible, l'équation de Bernoulli est vérifiée le long d'une même ligne de courant :

$$\frac{u_{ij}^2}{2} + \frac{g}{g-1} \frac{p_{ij}}{r_{ij}} = \frac{g}{g-1} \frac{p_s}{r_s} \dots \dots \dots (2)$$

Récrivant cette équation et faire sortir la vitesse  $u$  :

$$u_{ij}^2 = \frac{2g}{g-1} \frac{p_s}{r_s} \left( 1 - \frac{r_s}{p_s} \frac{p_{ij}}{r_{ij}} \right) \dots \dots \dots (3)$$

On dit que le processus isentropique s'applique le long de la même ligne de courant

$$\frac{p_{ij}}{p_s} = \left( \frac{\rho_{ij}}{\rho_s} \right)^{\gamma} \dots \dots \dots (4)$$

Remplaçant l'équation (4) dans l'équation (3), on aura :

$$u_{ij} = \left[ \frac{2g}{g-1} \frac{p_s}{r_s} \left( 1 - \left( \frac{p_{ij}}{p_s} \right)^{\frac{g-1}{g}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots \dots \dots (5)$$

Le débit d'air peut s'écrire maintenant sous la forme :

$$m_{ij} = A_{ij} \left[ \frac{2g}{g-1} \left( \frac{p_{ij}}{p_s} \right)^{\frac{2}{g}} p_s r_s \left( 1 - \left( \frac{p_{ij}}{p_s} \right)^{\frac{g-1}{g}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots \dots \dots (6)$$

Et comme l'équation d'état est,  $\rho_s = \frac{P_s}{RT_s}$  la forme éclatée de débit devient :

$$m_{ij} = A_{ij} \left[ \frac{2g}{g-1} \frac{P_s^2}{RT_s} \left( \frac{P_{ij}}{P_s} \right)^{\frac{2}{g}} \left( 1 - \left( \frac{P_{ij}}{P_s} \right)^{\frac{g-1}{g}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \dots\dots\dots(7)**$$

**\*\*:** Cette relation est par ailleurs erronés dans la référence [5].

Le taux d'augmentation de masse de compartiment i par rapport au temps est

$$dw_i/dt = \sum_j m_{ij} \dots\dots\dots(8)$$

**Le bilan énergétique :**

Le bilan énergétique de compartiment i :

La variation de l'énergie interne  $\Delta U =$  masse dans le système \* (u+énergie cinétique de cette masse).

La variation de l'énergie interne  $\Delta U =$  masse dans le système \* (enthalpie spécifique de stagnation de la masse).

Ceci peut être écrit

$$\Delta(w_i C_v T_i) = \Delta t (\sum m_{ij} C_p T_s) \dots\dots\dots (9)$$

Le changement global d'énergie de système (le compartiment i) peut être écrit

$$C_v T_i \Delta w_i + w_i C_v \Delta T_i = \Delta t (\sum m_{ij} C_p T_s) \dots\dots\dots(10)$$

En divisant par  $dt$  et prenant la limite lorsque  $dt \rightarrow 0$ , l'équation suivante est faite.

$$T_i dw_i/dt + w_i dT_i/dt = \sum_j m_{ij} \gamma T_s \dots\dots\dots(11)$$

Noter l'équation (8)

$$w_i dT_i/dt = \sum_j m_{ij} (\gamma T_s - T_i) \dots\dots\dots(12)$$

Comme l'équation d'état vaut approximativement,

$$w_i/V_i = P_i/RT_i \dots\dots\dots(13)$$

L'équation peut être définie comme

$$dT_i/dt = \frac{RT_i^2}{p_i V_i} \sum_j m_{ij} (\gamma T_s/T_i - 1) \dots\dots (14)$$

Une équation additionnelle doit être produite pour satisfaire la continuité, l'équation d'état (13) est employée, et on obtient :

$$dw_i/dt = V_i/RT_i dp_i/dt - V_i p_i/RT_i^2 dT_i/dt \dots\dots(15)$$

En utilisant l'équation (8) et (14) :

$$\sum_j m_{ij} = V_i/RT_i dp_i/dt - \sum_j m_{ij} (\gamma T_s/T_i - 1) \dots\dots(16)$$

On simplifie cette équation :

$$dp_i/dt = R/V_i \sum_j m_{ij} (\gamma T_s) \dots\dots\dots(17)$$

Nous pouvons aussi exprimer la relation (7) sous sa forme non-dimensionnelle, dans ce cas le débit d'air est dit réduit et est vaut pour un écoulement sonique :

$$\frac{mT^{1/2}}{AP} = \left(\frac{gk}{R}\right)^{1/2} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/2(k-1)} = a \dots\dots (18)$$

Et pour un écoulement subsonique par :

$$\frac{mT^{1/2}}{AP} = \left(\frac{2g}{R}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{k}{k-1}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{p}{P}\right)^{1/k} \left[1 - \left(\frac{p}{P}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]^{1/2} \dots\dots (19)$$

La condition pour que l'écoulement soit sonique est :

$$\frac{p}{P} \leq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)} \dots\dots (20)$$

Selon les conditions, l'expansion d'air dans la cabine peut être isotherme, adiabatique ou polytropique. Pour une fuite lente l'expansion peut être considérée isotherme puisque l'air est chauffé par les murs d'enceinte et ses équipements. Au cours d'une décompression rapide il n'y a pas du temps suffisant pour que l'air soit chauffé de sorte que l'expansion puisse être considérée adiabatique. Pour des cas intermédiaires, où la chaleur supplémentaire n'est pas négligeable mais insuffisante pour maintenir l'air à une température constante, l'expansion est poly tropique.

**Décompression polytropique de l'air dans la cabine :**

Le débit d'air sortant  $m$  peut être exprimée comme le changement de poids de l'air dans la cabine avec le temps  $\theta$

$$m = -\frac{d\omega}{d\theta} \dots \dots \dots (21)$$

Or

$$\omega = \rho_c V = \frac{VP}{RT} \dots \dots \dots (22)$$

Pour une décompression polytropique :

$$T = T_0 \left(\frac{P_0}{P}\right)^{(1-n)/n} \dots \dots \dots (23)$$

On remplace l'équation (23) dans (22) ensuite dans (21), on trouve :

$$m = -\frac{d\omega}{d\theta} = -\frac{V}{nRT_0} \left(\frac{P_0}{P}\right)^{(n-1)/n} \frac{dP}{d\theta} \dots \dots \dots (24)$$

D'après les équations. (18), (19) et (24) on obtient pour un écoulement sonique

$$\frac{dP}{d\theta} = -\frac{anRT_0^{1/2}}{(V/A)P_0^{(n-1)/2n}} P^{(3n-1)/2n} \dots \dots \dots (25)$$

Ce qui donne quand on résolu pour une décompression de  $P_0$  à  $P_x$

$$\theta_{0-x} = \frac{2(V/A)}{a(n-1)RT_0^{1/2}} \left[ \left(\frac{P_0}{P_x}\right)^{(n-1)/2n} - 1 \right] \dots \dots \dots (26)$$

L'expression pour le changement de la pression de la cabine avec le temps lorsque l'écoulement dans le trou est subsonique est obtenue en remplaçant la constante  $a$  de l'équation (25) avec la partie droite de l'équation (19) et en la réarrangeant :

$$\frac{d(P/p_a)}{d\theta} = -\frac{n(2gRT_1 \frac{k}{k-1})^{1/2}}{V/A} \left(\frac{p_a}{P_1}\right)^{\frac{n-1}{2n}} \left(\frac{P}{p_a}\right)^{\frac{3n-1}{2n} \frac{k+1}{2k}} \left[ \left(\frac{P}{p_a}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]^{1/2} \dots \dots \dots (27)$$

Ce qui donne pour une décompression de  $P_1$  à  $P_Y$

$$\theta_{1-y} = \frac{\left(\frac{V}{A}\right) \left(\frac{P_1}{p_a}\right)^{\frac{n-1}{2n}}}{n(2gRT_1 \frac{k}{k-1})^{1/2}} \int_{P_y}^{P_1} \frac{P_1}{p_a} \frac{d\left(\frac{P}{p_a}\right)}{\left(\frac{P}{p_a}\right)^{\frac{3n-1}{2n} \frac{k+1}{2k}} \left[ \left(\frac{P}{p_a}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]^{1/2}} \dots \dots \dots (28)$$

## Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique

Pour une décompression de  $P_0$  à  $P_y$ , où l'écoulement dans le trou est d'abord sonique et puis subsonique, le temps de décompression est obtenu en additionnant les équations. (26) et (28) et en substituant

$$P_1 = P_x = p_a \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ et } T_1 = \left( \frac{P_0}{p_a} \right)^{\frac{n-1}{n}} T_0$$

$$\theta_{0-y} =$$

$$\frac{2(V/A)}{a(n-1)RT_0^{1/2}} \left[ \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k(n-1)}{2n(k-1)}} \left( \frac{P_0}{p_a} \right)^{\frac{n-1}{2n}} - 1 \right] +$$

$$\frac{\left( \frac{V}{A} \right) \left( \frac{P_0}{p_a} \right)^{\frac{n-1}{2n}} \int_{\frac{P_y}{p_a}}^{\frac{k}{2}} \frac{d\left( \frac{P}{p_a} \right)}{n \left( 2gRT_0 \frac{k}{k-1} \right)^{1/2} \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]^{1/2}} \dots \dots \dots (29)$$

### **Décompression adiabatique de l'air dans la cabine :**

Le temps de décompression dans le cas adiabatique est obtenue en substituant  $n = k = 1,4$  dans les équations. (26), (28) et (29). Les valeurs des intégrales peuvent être obtenues à partir de l'équation. (30).

$$\left[ I \left( \frac{P}{p_a} \right) \right]_{\frac{P_y}{p_a}}^{\frac{P_1}{p_a}} \equiv \int_{\frac{P_y}{p_a}}^{\frac{P_1}{p_a}} \frac{d\left( \frac{P}{p_a} \right)}{\left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{2}{7}} \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]^{\frac{1}{2}}} = \left[ 1.75 \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{3}{7}} \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]^{\frac{1}{2}} + 2.625 \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{1}{7}} \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]^{\frac{1}{2}} + \ln \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{1}{7}} \left[ \left( \frac{P}{p_a} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]^{\frac{1}{2}} \right] \right] \right]_{\frac{P_y/p_a}{P_1/p_a}} \dots \dots (30)$$

### **Décompression isotherme d'air dans la cabine :**

Pour une décompression isotherme  $n = 1,0$ . La résolution de l'équation (25) donne :

$$\theta_{0-x} = \frac{(V/A)}{aRT_0^{1/2}} \ln \frac{P_0}{P_x} \dots \dots (31)$$

Le temps de décompression  $\theta_{1-y}$  est obtenu à partir de l'équation (11) pour  $n = 1.0$ . Dans ce cas, l'intégrale est donné par :

$$\int_{P_y/p_a}^{P_1/p_a} \frac{d\left(\frac{P}{p_a}\right)}{\left(\frac{P}{p_a}\right)^{1/7} \left[\left(\frac{P}{p_a}\right)^{2/7} - 1\right]^{1/2}} = \left[ 1.4 \left[ \left(\frac{P}{p_a}\right)^{2/7} - 1 \right]^{1/2} \left[ \left[ \left(\frac{P}{p_a}\right)^{2/7} + \frac{2}{3} \right]^2 + 2 \right] \right]_{P_y/p_a}^{P_1/p_a} \dots (32)$$

Les valeurs réelles des équations (30) et (32) ne diffèrent que très peu entre eux ; leur moyenne arithmétique est donc tracée dans la Figure 1 pour un usage pratique avec une précision de 1%.

En substituant  $P_1 = P_x = p_a \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}$  et  $T_1 = T_0$  dans les équations (31) et (28) pour  $n = 1.0$  et  $\theta_{0-y} = \theta_{0-x} + \theta_{1-y}$

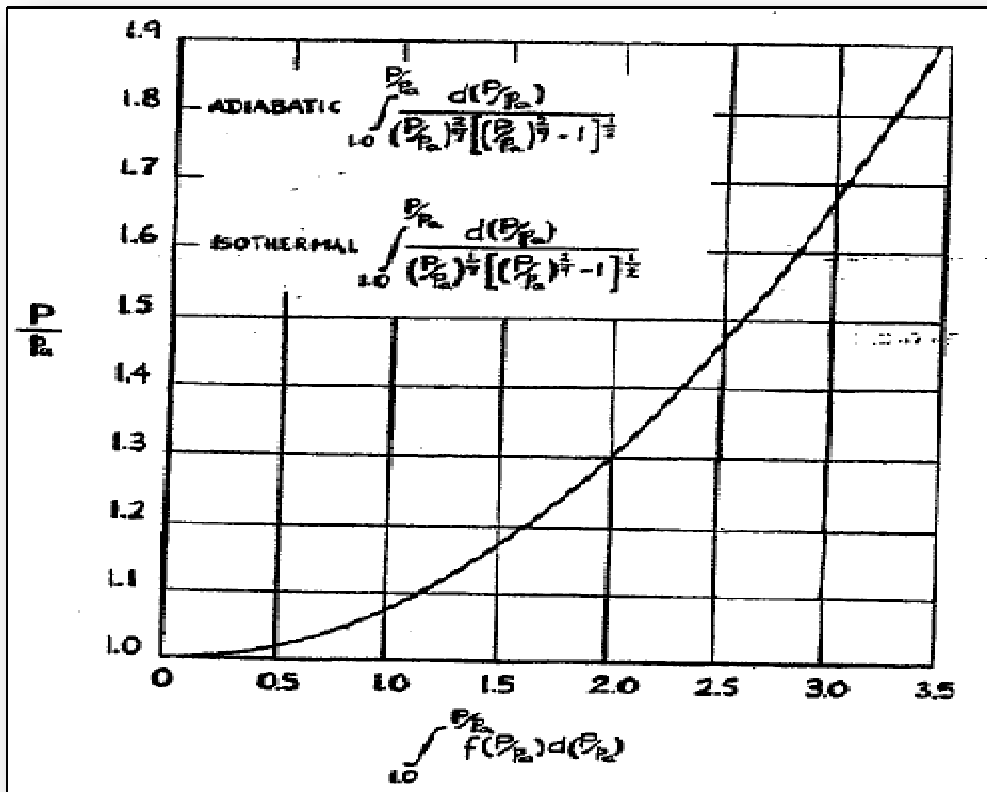


Figure 1: Solution des intégrales de temps de décompression adiabatique et isotherme.[13]

Nous obtenons :

$$\theta_{0-y} = \frac{(V/A)}{aRT_0^{1/2}} \ln 0.528 \frac{P_0}{p_a} + \frac{\left(\frac{V}{A}\right)}{(2gRT_0 \frac{k}{k-1})^{1/2}} \int_{P_y}^{1.892} \frac{d\left(\frac{P}{p_a}\right)}{\left(\frac{P}{p_a}\right)^{1/7} \left[\left(\frac{P}{p_a}\right)^{2/7} - 1\right]^{1/2}} \dots (33)$$

**IV.4. DECOMPRESSION AVEC L'AIR ENTRANT DANS LA CABINE :**

Le changement de débit d'air dans la cabine dans ce cas est égal à la différence de flux d'air sortant et entrant. De l'équation. (24) on obtient :

$$m - m_i = -\frac{d\omega}{d\theta} = -\frac{V}{nRT_0} \left(\frac{P_0}{P}\right)^{(n-1)/n} \frac{dP}{d\theta} \dots\dots (34)$$

Pour un écoulement sonique dans le trou, on obtient à partir des équations (18), (23) et (34) :

$$\frac{dP}{d\theta} = \frac{nRT_0\omega_i}{VP_0^{(n-1)/n}} P^{(n-1)/n} - \frac{anRT_0^{1/2}}{(V/A)P_0^{(n-1)/2n}} P^{(3n-1)/2n} \dots\dots (35)$$

Par conséquent :

$$\theta_{0-x} = \frac{(V/A)P_0^{(n-1)/2n}}{anRT_0^{1/2}} \int_{P_x}^{P_0} \frac{dP}{P^{(3n-1)/2n} - \frac{\omega_i P_x^{(n+1)/2n} P^{(n-1)/n}}{\omega_x}} \dots\dots (36)$$

Pour une décompression adiabatique n = K= 1,4 et de l'équation (36) :

$$\theta_{0-x} = \frac{2.5(V/A)P_0^{1/7}}{aRT_0^{1/2}} \left[ \frac{1}{6a} \ln \left[ \frac{a^2 - ax + x^2}{(a+x)^2} \right] + \frac{1}{a\sqrt{3}} \tan^{-1} \frac{2x-a}{a\sqrt{3}} - \frac{1}{6a} \ln \left[ \frac{a^2 + ax + x^2}{(a-x)^2} \right] + \frac{1}{a\sqrt{3}} \tan^{-1} \frac{2x+a}{a\sqrt{3}} \right] \dots\dots (37)$$

Où :

$$a = \left(\frac{m_i}{m_x}\right)^{1/6} P_x^{1/7}; x = P^{1/7}$$

Pour une décompression isotherme n = 1,0 et de l'équation (36) nous obtenons

$$\theta_{0-x} = \frac{(V/A)}{aRT_0^{1/2}} \ln \left[ \frac{P_0/P_x - m_i/m_x}{1 - m_i/m_x} \right] \dots\dots (38)$$



**IV.5. DECOMPRESSION D'UNE CABINE COMPARTIMENTEE :**

Considérant une cabine divisée en trois compartiments interconnectés, ils sont initialement à la même pression et la même température. La piqûre du compartiment (1) entraîne la circulation d'air dans le sens indiqué dans la Figure 2.

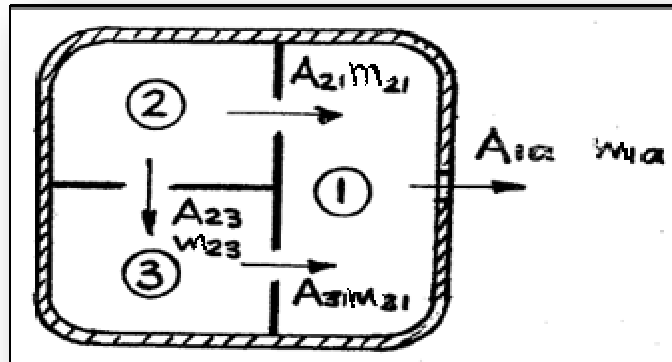


Figure 2: Sens d'écoulement d'air dans une cabine compartimentée

Ce processus est décrit par les équations suivantes :

$$m_{1a} - m_{21} - m_{31} = -\frac{d\omega_{(1)}}{d\theta} \dots\dots (39)$$

$$m_{21} + m_{23} = -\frac{d\omega_{(2)}}{d\theta} \dots\dots\dots (40)$$

$$m_{31} - m_{23} = -\frac{d\omega_{(3)}}{d\theta} \dots\dots\dots (41)$$

Supposant que l'écoulement à la piqûre est sonique, alors que dans les trous des cloisons est subsoniques, et que la décompression d'air en tous les compartiments est adiabatique, nous obtenons à partir des équations ci-dessus et les équations (18), (19), (23) et (24)

$$\frac{dP_{(1)}}{d\theta} = \frac{B}{(V_{(1)}/A_{1a})} \left[ \left( \frac{A_{21}}{A_{1a}} \right) P_{(1)} (P_{(2)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} + \left( \frac{A_{31}}{A_{1a}} \right) P_{(1)} (P_{(3)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} - \left( \frac{C}{B} \right) P_{(1)}^{(3k-1)/2k} \right] \dots\dots\dots(42)$$

$$\frac{dP_{(2)}}{d\theta} = -\frac{B}{(V_{(2)}/A_{21})} \left[ \left( \frac{A_{23}}{A_{21}} \right) P_{(3)}^{1/k} P_{(2)}^{(k-1)/k} (P_{(2)}^{(k-1)/k} - P_{(3)}^{(k-1)/k})^{1/2} + P_{(1)}^{1/k} P_{(2)}^{(k-1)/k} (P_{(2)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} \right] \dots\dots\dots (43)$$

$$\frac{dP_{(3)}}{d\theta} = \frac{B}{(V_{(3)}/A_{31})} \left[ \left( \frac{A_{23}}{A_{31}} \right) (P_{(2)}^{(k-1)/k} - P_{(3)}^{(k-1)/k})^{1/2} - P_{(1)}^{1/k} P_{(3)}^{(k-1)/k} (P_{(3)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} \right] \dots\dots\dots (44)$$

Alors que

$$B = kT_0^{1/2} P_0^{(1-k)/2k} \left( 2gRT_0 \frac{k}{k-1} \right)^{1/2} ; C = akRT_0^{1/2} P_0^{(1-k)/2k}$$

Quand  $P_{(1)}$  se réduit à  $P_{(1)} < 1.892 p_a$ . L'écoulement à la piqûre est subsonique et l'équation (43) change en :

$$B = kT_0^{1/2} P_0^{(1-k)/2k} \left( 2gRT_0 \frac{k}{k-1} \right)^{1/2} ; C = akRT_0^{1/2} P_0^{(1-k)/2k}$$

$$\frac{dP_{(1)}}{d\theta} = \frac{B}{(V_{(1)}/A_{1a})} \left[ \left( \frac{A_{21}}{A_{1a}} \right) P_{(1)} (P_{(2)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} + \left( \frac{A_{31}}{A_{1a}} \right) P_{(1)} (P_{(3)}^{(k-1)/k} - P_{(1)}^{(k-1)/k})^{1/2} - p_a^{1/k} P_{(1)}^{(k-1)/k} (P_{(1)}^{(k-1)/k} - p_a^{(k-1)/k})^{1/2} \right] \dots\dots\dots (45)$$

Pour une cabine de deux compartiments reliés entre eux, des équations similaires sont obtenus en substituant  $A_{23} = A_{31} = 0$ . L'intégration de telles équations différentielles simultanées est possible avec un calculateur numérique et la méthode étape-par-étape de RUNGE KUTTA avec le temps comme variable indépendante.

**IV.6. APPLICATIONS DE LA THEORIE :**

Pour les estimations conservatrices du débit d'air et de temps de décompression, il est suggéré que les équations d'expansion adiabatique sont utilisées pour des décompressions rapides (moins de 2 minutes de temps de décompression) et les équations pour l'expansion isotherme pour une décompression lente.

La section du trou efficace dépend de la section du trou réel et le coefficient de débit qui varie de 0,6 pour un trou tranchant à 1,0 pour les bords arrondis et la transition en douce de l'écoulement. Un trou peut être provoqué par une défaillance d'un accès, d'une valve qui ne fonctionne pas, un joint d'étanchéité qui est défaillant, une corrosion du fuselage et même par une pénétration d'une météorite. Le diamètre du trou peut être égal à celui de la météorite

## Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique

si l'épaisseur de paroi pénétrée est très petite par rapport à la taille de la météorite et si la vitesse d'impact est élevée. Toutefois, à faible vitesse d'impact (par exemple 8000 pieds / sec.) et pour une épaisseur de paroi de 0,1 du diamètre du météorite le trou peut être deux fois plus grand que la taille de la météorite. Les estimations des sections des trous, par conséquent, afin d'être de n'importe quelle valeur, doivent être accompagnées par leur probabilité d'occurrence associée.

En supposant une température initiale de la cabine  $T = 530 \text{ }^\circ \text{R}$  et en insérant les valeurs des diverses constantes, nous obtenons à partir des équations (26), (28) et (29) pour l'expansion adiabatique  $n = k = 1,4$  et un écoulement sonique :

$$\theta_{0-x} = \frac{(V/A)}{131} \left[ \left( \frac{P_0}{P_x} \right)^{\frac{1}{7}} - 1 \right] \dots\dots(46)$$

Pour l'écoulement subsonique :

$$\theta_{1-y} = \frac{(V/A)}{3530} \left( \frac{P_1}{p_a} \right)^{\frac{1}{7}} \left[ I \left( \frac{P}{p_a} \right) \right]_{P_y/p_a}^{P_1/p_a} \dots\dots(47)$$

Et pour un écoulement sonique et subsonique :

$$\theta_{0-y} = \frac{(V/A)}{131} \left[ 1.041 \left( \frac{P_0}{p_a} \right)^{\frac{1}{7}} - \frac{1}{27} \left[ I \left( \frac{P}{p_a} \right) \right]_{1.0}^{P_y/p_a} - 1 \right] \dots\dots(48)$$

Pour l'expansion isotherme  $n=1.0$  et l'écoulement sonique nous obtenons à partir d'équations (28), (31) et (33) :

$$\theta_{0-x} = \frac{(V/A)}{655} \ln \left( \frac{P_0}{P_x} \right) \dots\dots\dots(49)$$

Pour l'écoulement subsonique :

$$\theta_{1-y} = \frac{(V/A)}{2520} \left[ I \left( \frac{P}{p_a} \right) \right]_{P_y/p_a}^{P_1/p_a} \dots\dots\dots(50)$$

Et pour un écoulement sonique et subsonique :

$$\theta_{0-y} = \frac{(V/A)}{655} \left[ \ln \left( 0.528 \frac{P_0}{p_a} \right) + 0.893 - \frac{1}{3.85} \left[ I \left( \frac{P}{p_a} \right) \right]_{1.0}^{P_y/p_a} \right] \dots\dots\dots(51)$$

Les équations (46) et (49) sont représentées dans les figures 3 et 4 respectivement, et les valeurs de l'intégrale  $[I(P/p_a)]_{1.0}^{P_y/p_a}$  peuvent être obtenues à partir de la figure 1.

Les équations (20) et (21) ont été résolus pour une décompression de  $P_0 = 2115$  lb/ft<sup>2</sup> (niveau de la mer) à  $P_x = 628$  lb / ft<sup>2</sup> (30,000 pieds d'altitude) et pour les valeurs des entrées d'air aux sorties  $0 < m_1 / m_x < 1$  et les résultats ont été tracés dans la figure 5.

De cette figure, on peut déterminer le temps de décompression lorsque l'entrée d'air dans la cabine est connue, ou de déterminer l'apport d'air de cabine requis pour un temps de décompression fixe.

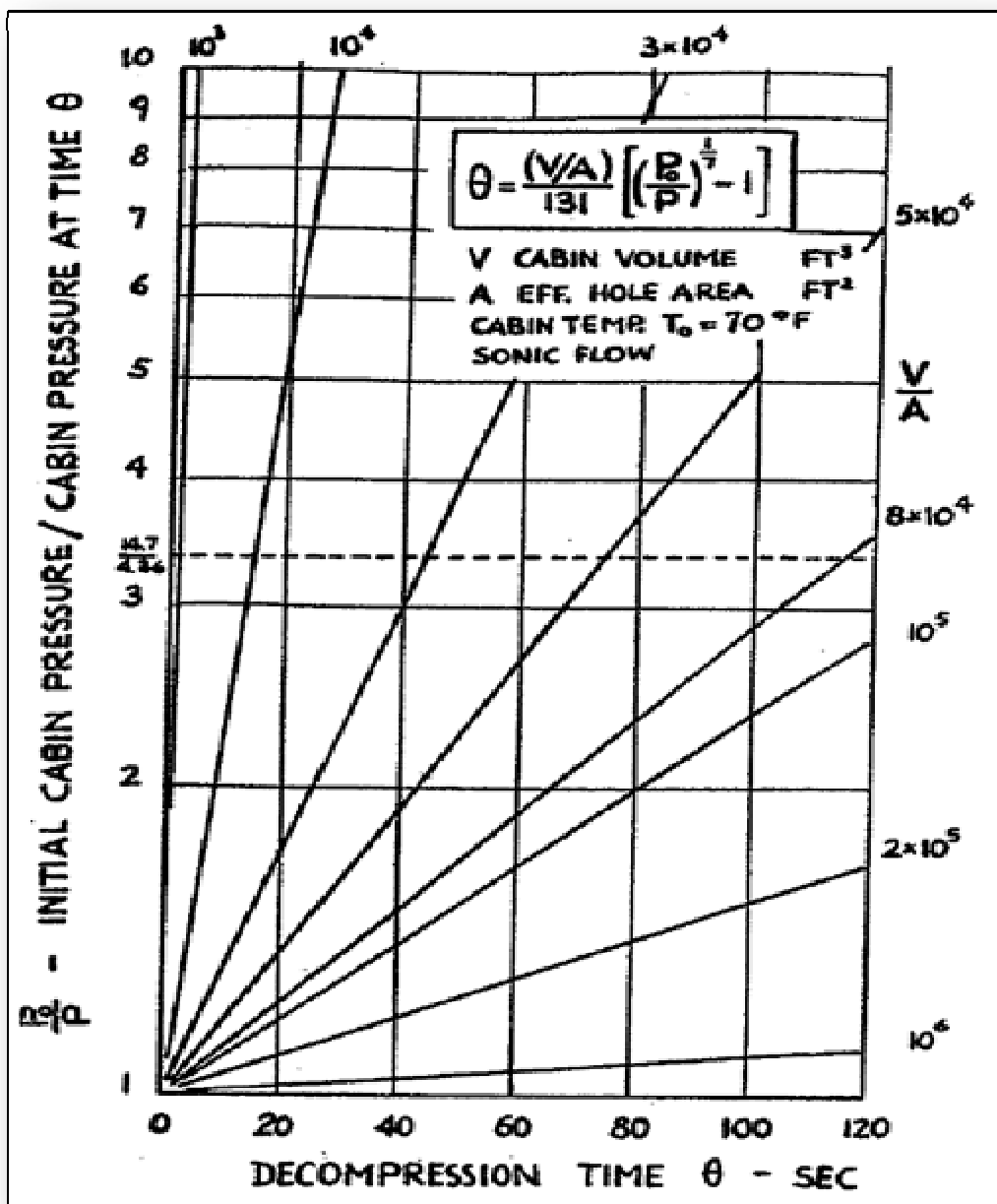


Figure 3: Temps de décompression de  $P_0$  à  $P$  pour une petite valeur de volume/section de trou [13]

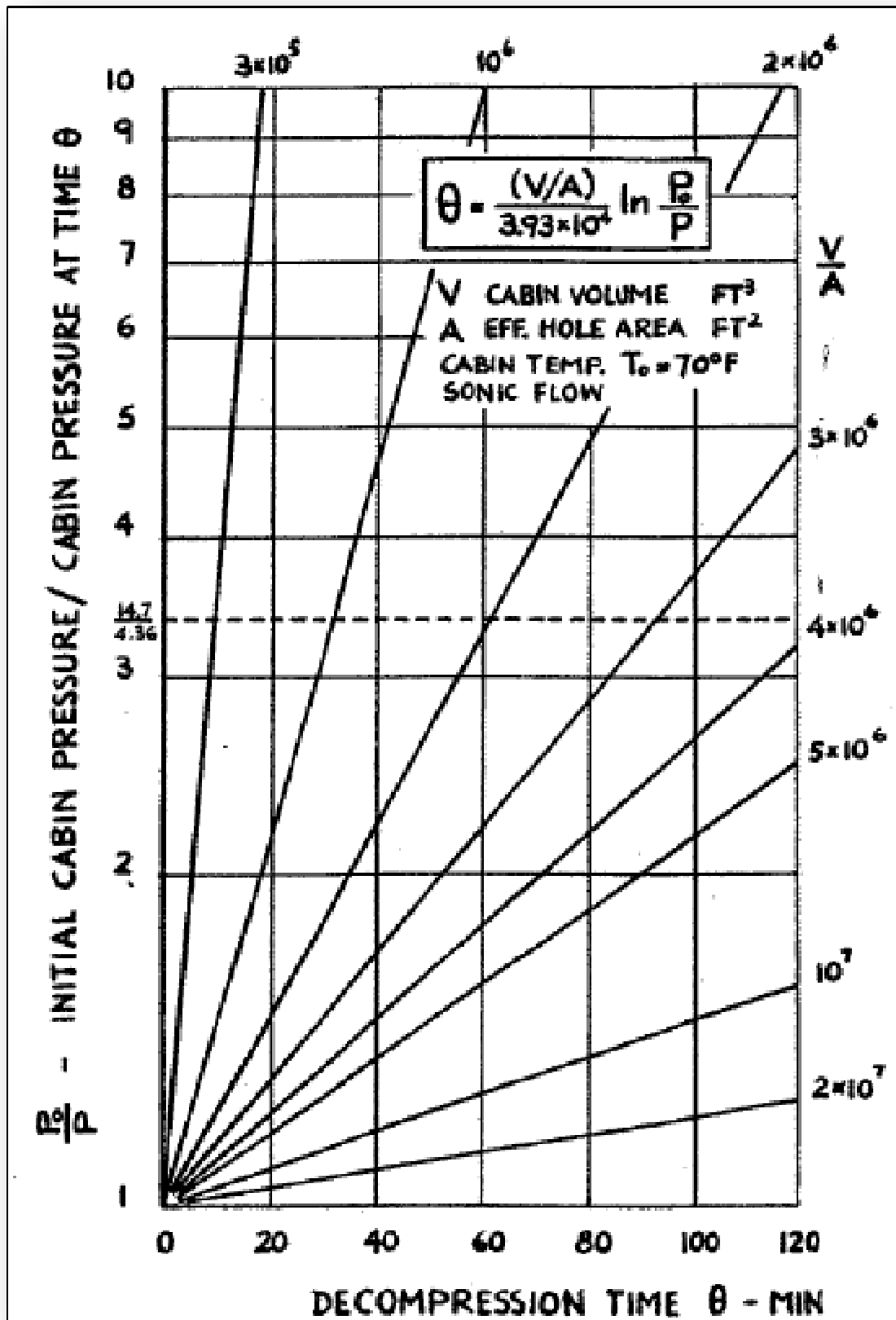


Figure 4: Temps de décompression de  $P_0$  à  $P$  pour une grande valeur de volume/section de trou[13]

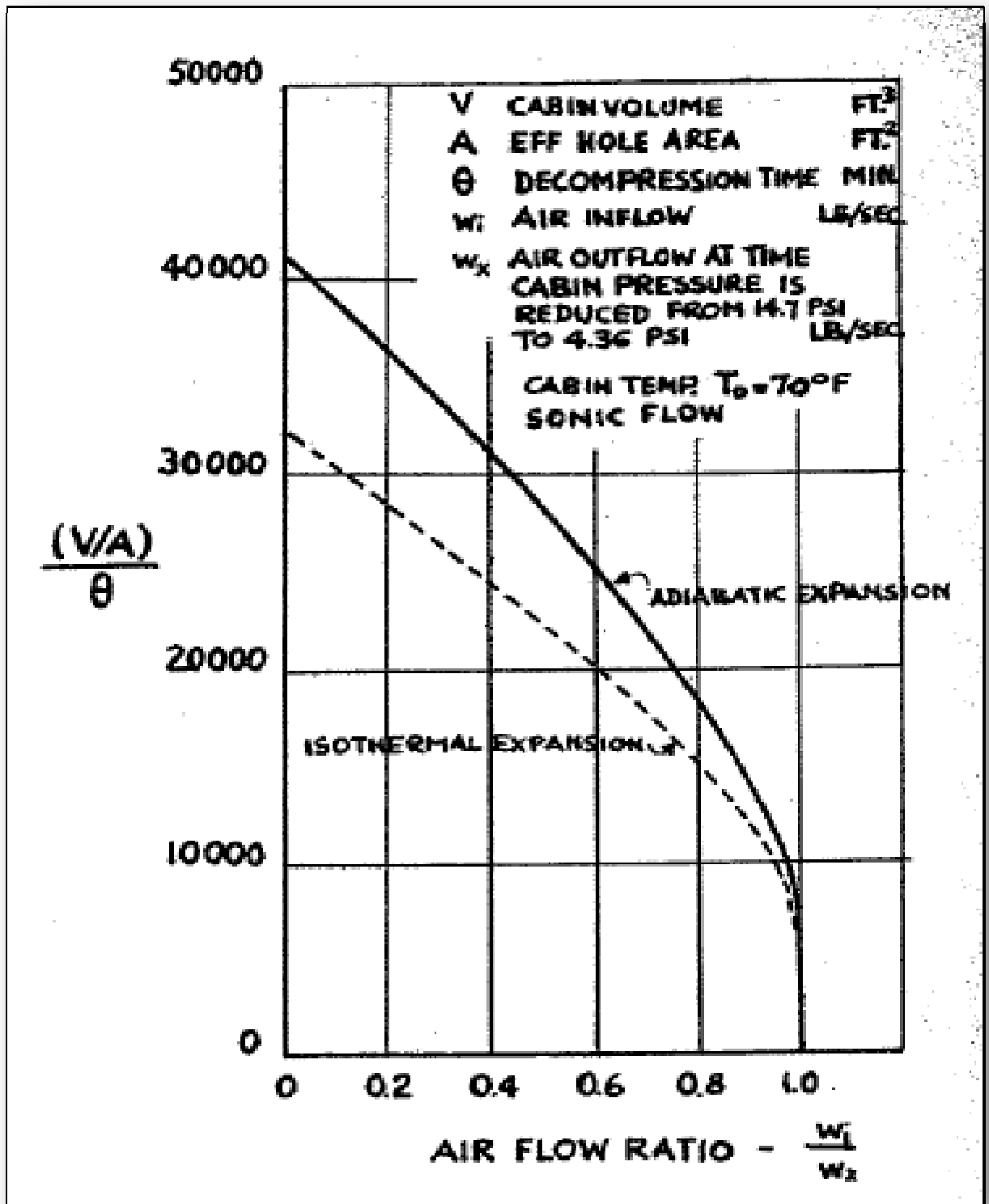


Figure 5: Débit d'air nécessaire pour une décompression de 14.7 à 4.36 psi. [13]

### IV.7. EXEMPLES D'APPLICATION :

**Exemple 1 :** une cabine pressurisée d'un vaisseau spatial est perforée par une météorite. Supposer le volume de la cabine  $V=410 \text{ ft}^3$ , le diamètre du trou  $1,6 \text{ in}^2$ , pression initiale de la cabine  $P_0 = 2115 \text{ lb. /ft}^2$ . (C'est la pression au niveau de la mer) est une température initiale qui vaut  $T_0 = 530^\circ\text{R}$ .

**Question :** Quelle est le temps de décompression de  $P_0$  à  $P_x = 628 \text{ lb. /ft}^2$  (c'est 30 000 pieds d'altitude) ?

**Réponse :** Puisque au niveau de cette altitude  $P_a \ll 0.528 \cdot 628 \text{ lb. /ft}^2$ , on a un écoulement sonique au niveau du trou, pour un coefficient de décharge qui vaut 0.8, et  $V/A = 36900$  pieds, d'après l'équation (46) ou la figure 3, on trouve  $\theta = 53.3$  secondes.

**Question :** Quelle la température et le débit d'air sortant au moment où la pression de la cabine sera  $P_x = 628 \text{ lb. /ft}^2$  ?

**Réponse :** D'après l'équation (24) et pour  $n = 1.4$ ,  $T = 374 \text{ }^\circ\text{R}$  ( $-86 \text{ }^\circ\text{F}$ ) et d'après l'équation (19) on trouve  $\dot{m} = 0.1952 \text{ lb. /sec}$ .

**Question :** Quelle est la quantité d'air qui doit être fournie dans la cabine pour augmenter le temps de décompression en 10 minutes ?

**Réponse :** À partir de la figure 5 on obtient pour une valeur de  $V/A\theta = 3690$ ,  $\dot{m}_1/\dot{m}_x = 1.0$ , c.-à-d.  $\dot{m}_1 = \dot{m}_x = 0.1925 \text{ lb. /sec}$ . Ou bien 115.5 lb d'air pour chaque 10 minutes, supposant le cas adiabatique.

Pour le cas isotherme  $\dot{m}_1 = \dot{m}_x = 0.162 \text{ lb. /sec}$ . Ou bien 97.3 lb d'air pour chaque 10 minutes.

**Exemple 2 :** la décompression d'une cabine à 35.000 pieds d'altitude est provoquée par l'échec de la valve de soufflage dans la position d'ouverture. Pour  $V=410 \text{ ft}^3$ ,  $P_0 = 2115 \text{ lb. /ft}^2$ ,  $T = 530^\circ\text{R}$  et  $A = 0.1 \text{ ft}^2$ .

**Question :** Calculer le temps pour que la pression de cabine atteigne  $P = 628 \text{ lb. /ft}^2$  et  $P = p_a = 498 \text{ lb./ft}^2$  (35 000 pieds d'altitude)

**Réponse :** Puisque  $p = 498 \text{ lb. /ft}^2 < 0.528 \times 2115 \text{ lb. /ft}^2$  l'écoulement est initialement sonique, l'écoulement sera subsonique quand  $P = 498/0.528 = 943 \text{ lb. /ft}^2$ , d'après l'équation (48) et pour une valeur  $P_y = 628 \text{ lb. /ft}^2$  et  $[I (P/p_a)]^{1.26}_{1.0} = 1.86$  (figure 1), on obtient  $\theta = 6.6$  sec.

Pour  $P_y = 498 \text{ lb. /ft}^2$ ,  $[I (P/p_a)]^{1.0}_{1.0} = 0$  et  $\theta = 8.8$  sec.

**Exemple 3 :** Un avion vole à 30.000 pieds d'altitude a subit l'échec de la fenêtre du pilote. La cabine qui a été pressurisée à 7.05 PSI de différence de pression est divisée en trois compartiments. Le cockpit  $V_1 = 520 \text{ ft}^3$ , espace au-dessous du plancher  $V_2 = 3485 \text{ ft}^3$  et la cabine des passagers  $V_3 = 7342 \text{ ft}^3$ , prennent la section de la fenêtre  $A_{1a} = 5.5 \text{ ft}^2$ , et pour les sections de passage d'air entre compartiment  $A_{21} = 0.2 \text{ ft}^2$  et  $A_{23} = 8.5 \text{ ft}^2$  et  $A_{31} = 12 \text{ ft}^2$ ,

**Question :** Quelles sont les différences de pression maximums agissantes sur le plancher et la partie au-dessus du plancher pendant la décompression ?

**Réponse :** La résolution de ce problème est faite à l'aide d'un programme numérique DATATRON 205, utilisant la méthode de Runge Kutta ordre 1 pour l'intégration des équations (42, 43, 44 et 45). Les résultats sont montrés dans la figure 6.

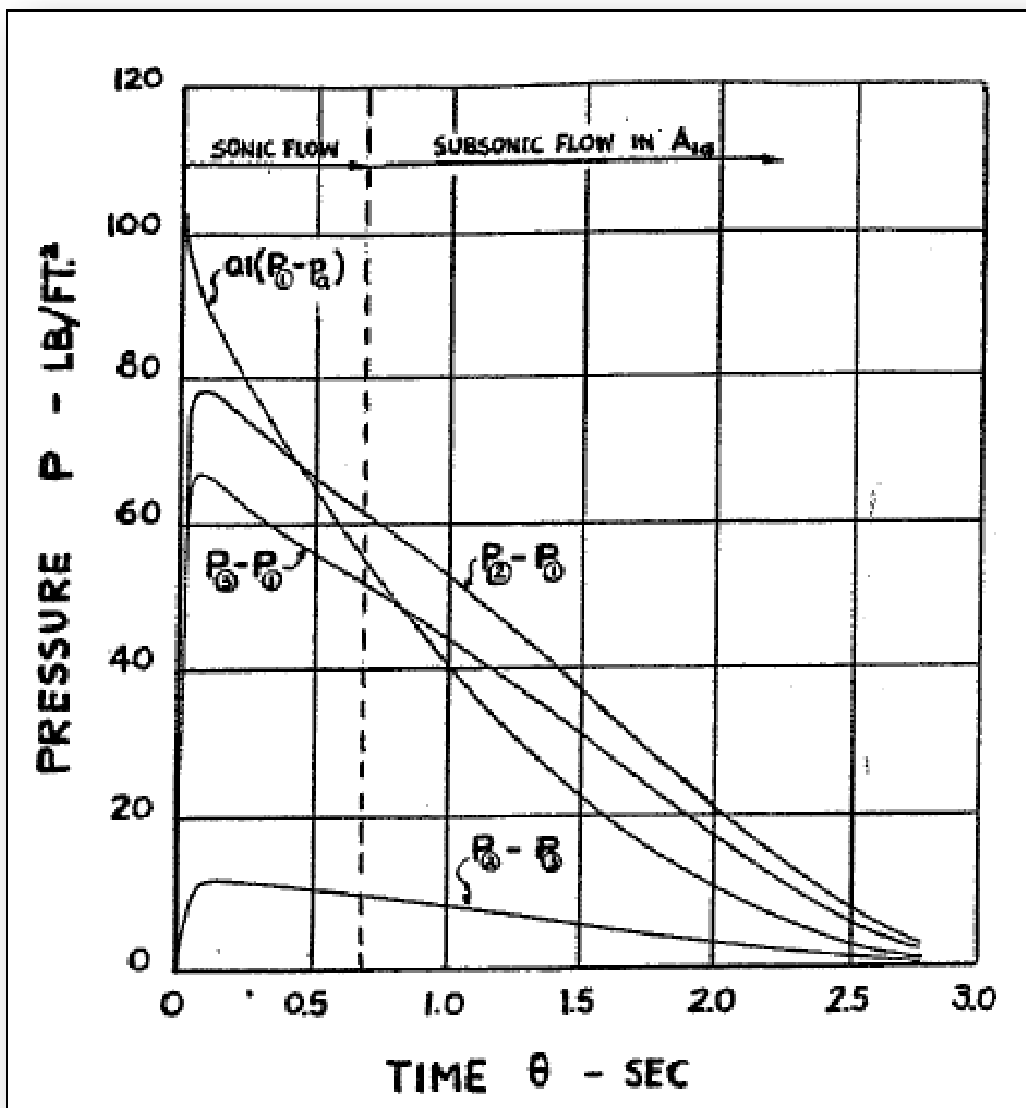


Figure 6: Décompression d'une cabine à 3 compartiments [13]



**IV.8. RESOLUTION PAR LES METHODES DE RUNGE-KUTTA :**

Les méthodes de type Runge-Kutta sont des méthodes qui permettent d'obtenir une plus grande précision que les autres méthodes (dans le sens où elles donnent en général des solutions numériques plus proches des solutions analytiques que les autres méthodes). On évite alors l'inconvénient de la demande de concours des méthodes itératives.

Les deux méthodes de Runge-Kutta les plus employées sont l'algorithme dit 'RK2' à deux pas de calcul (d'ordre 2) et l'algorithme dit 'RK4' à quatre pas de calcul (d'ordre 4).

L'idée générale qui sous-tend les méthodes de Runge-Kutta d'ordre N repose sur la possibilité d'exprimer l'incrément  $y_{i+1} - y_i$ . Sous sa forme la plus générale, une méthode de RK peut être écrite comme :

$$u_{n+1} = u_n + h F(t_n, u_n, h; f), \quad n \geq 0$$

Où F est la fonction d'incrément définie comme suit :

$$F(t_n, u_n, h; f) = \sum_{i=1}^s b_i K_i,$$

$$K_i = f(t_n + c_i h, u_n + h \sum_{j=1}^s a_{ij} K_j), \quad i = 1, 2, \dots, s$$

Et s indique le rang (nombre de pas de calcul) de la méthode. Les coefficients  $\{a_{ij}\}$ ,  $\{c_i\}$  et  $\{b_i\}$  caractérisent entièrement la méthode RK et sont habituellement rassemblés dans un vecteur appelé vecteur de Butcher (Butcher array).

$$\begin{array}{c|cccc}
 c_1 & a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1s} \\
 c_2 & a_{21} & a_{22} & & a_{2s} \\
 \vdots & \vdots & & \ddots & \vdots \\
 c_s & a_{s1} & a_{s2} & \dots & a_{ss} \\
 \hline
 & b_1 & b_2 & \dots & b_s
 \end{array}
 \quad \text{or} \quad
 \begin{array}{c|c}
 \mathbf{c} & \mathbf{A} \\
 \hline
 & \mathbf{b}^T
 \end{array}$$

Avec  $\mathbf{A} = (a_{ij}) \in \mathbb{R}^{s \times s}$ ,  $\mathbf{b} = (b_1 \dots b_s)^T \in \mathbb{R}^s$  et  $\mathbf{c} = (c_1, \dots, c_s)^T \in \mathbb{R}^s$ .

Nous supposerons dorénavant que les conditions suivantes se tiennent :

$$c_i = \sum_{j=1}^s a_{ij} \quad i = 1, 2, \dots, s \quad \sum_{i=1}^s b_i = 1.$$

Dans le cas où  $j \leq i$ , avec  $i = 1, 2, \dots, s$ , les coefficients  $a_{ij}$  dans  $A$  sont égaux à zéro, donc chaque  $K_i$  peut être explicitement calculé en termes de  $(i-1)$  coefficients précédents  $K_1, \dots, K_{i-1}$  qui ont été déjà déterminés. Dans ce cas la méthode de RK est explicite.

**Ordre de la méthode :**

Une méthode numérique est dite d'ordre  $n$ , où  $n$  est un nombre entier positif, si la méthode est exacte pour des polynômes de degré  $n$  ou moins. En d'autres termes, si la solution exacte d'un problème à valeur initiale est un polynôme de degré  $n$  ou moins, alors la solution approximative et la solution exacte seront identiques pour une méthode d'ordre  $n$ . En général, plus l'ordre est haut, plus la méthode est plus précise.

L'ordre de la méthode Runge Kutta explicite de rang 's' ne peut pas être plus grand que s.

En particulier, pour des ordres entre 1 et 10, le rang  $s_{min}$  exigé pour obtenir une méthode d'ordre correspondant est montré ci-dessous :

<b>Ordre de RK</b>	1	2	3	4	5	6	7	8
<b>Le rang minimal (<math>s_{min}</math>)</b>	1	2	3	4	6	7	9	11

Dans notre programme nous avons utilisé pour la résolution des équations différentielles la méthode de Runge Kutta d'ordre 4 et de range 6. Dans ce cas le vecteur de Butcher est donné par :

0	0	0	0	0	0	0
$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{4}$	0	0	0	0	0
$\frac{3}{8}$	$\frac{3}{32}$	$\frac{9}{32}$	0	0	0	0
$\frac{12}{13}$	$\frac{1932}{2197}$	$-\frac{7200}{2197}$	$\frac{7296}{2197}$	0	0	0
1	$\frac{439}{216}$	-8	$\frac{3680}{513}$	$-\frac{845}{4104}$	0	0
$\frac{1}{2}$	$-\frac{8}{27}$	2	$-\frac{3544}{2565}$	$\frac{1859}{4104}$	$-\frac{11}{40}$	0
	$\frac{25}{216}$	0	$\frac{1408}{2565}$	$\frac{2197}{4104}$	$-\frac{1}{5}$	0

**IV.9. PROGRAMMATION:**

Dans cette section nous présentons tous les étapes de la programmation. Avant on rappelle toutes les équations employées dans le programme qui sont les équations (7), (14), et (17) sachant qu'une fonction appelée Sign ( $p_i, p_j$ ) sera présentée pour expliquer la direction de l'écoulement.

$$\text{Sign}(p_i, p_j) = -1 \text{ si } p_i > p_j \text{ implique } p_s = p_i \text{ et } T_s = T_i$$

$$\text{Sign}(p_i, p_j) = 1 \text{ si } p_i < p_j \text{ implique } p_s = p_j \text{ et } T_s = T_j$$

La relation résultante de débit sera alors ;

$$m_{ij} = A_{ij} \left[ \frac{2g}{g-1} \frac{p_s^2}{RT_s} \left( \frac{p_{ij}}{p_s} \right)^{\frac{2}{g}} \left( 1 - \left( \frac{p_{ij}}{p_s} \right)^{\frac{g-1}{g}} \right) \right]^{1/2} \text{sign}(p_i, p_j)$$

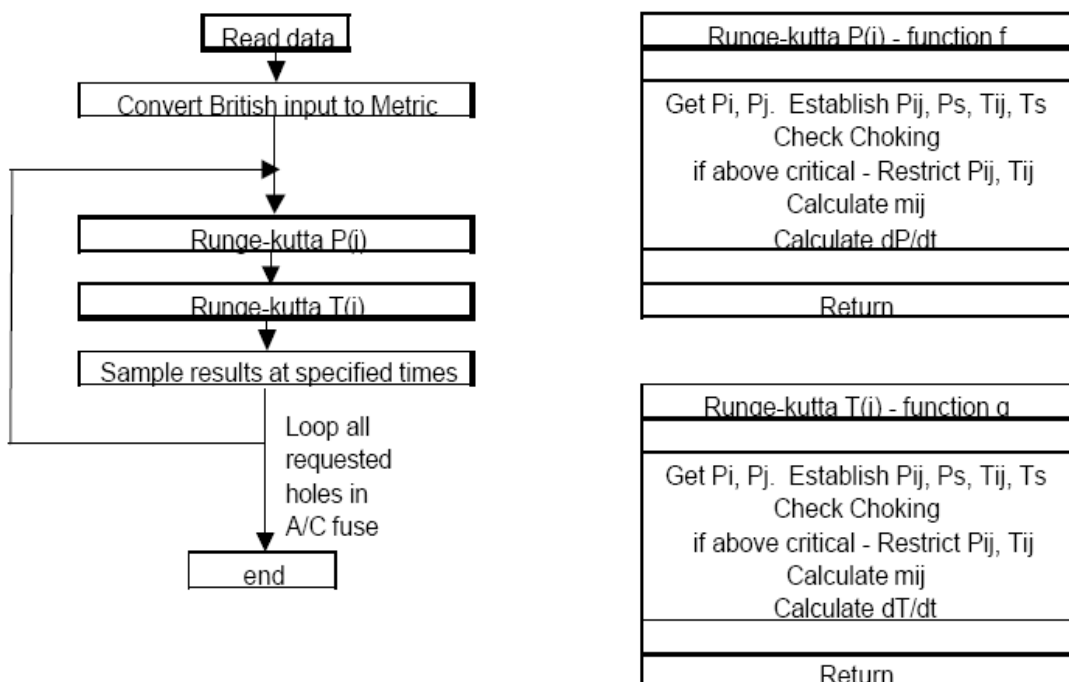
$$dp_i/dt = R/V_i \sum_j m_{ij} (\gamma T_s)$$

$$dT_i/dt = \frac{RT_i^2}{p_i V_i} \sum_j m_{ij} (\gamma T_s / T_i - 1)$$

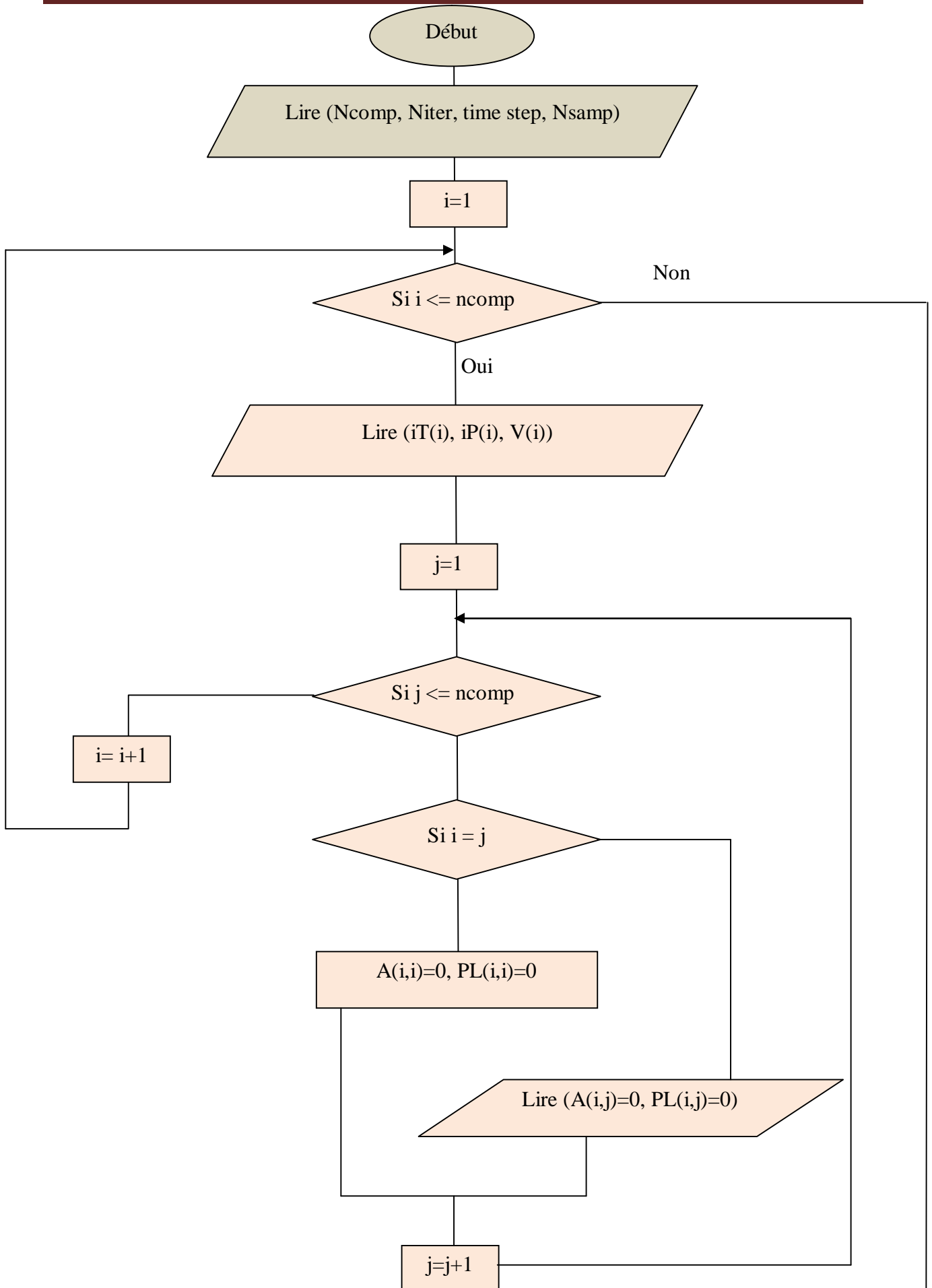
La condition pour passer de l'écoulement sonique vers l'écoulement subsonique

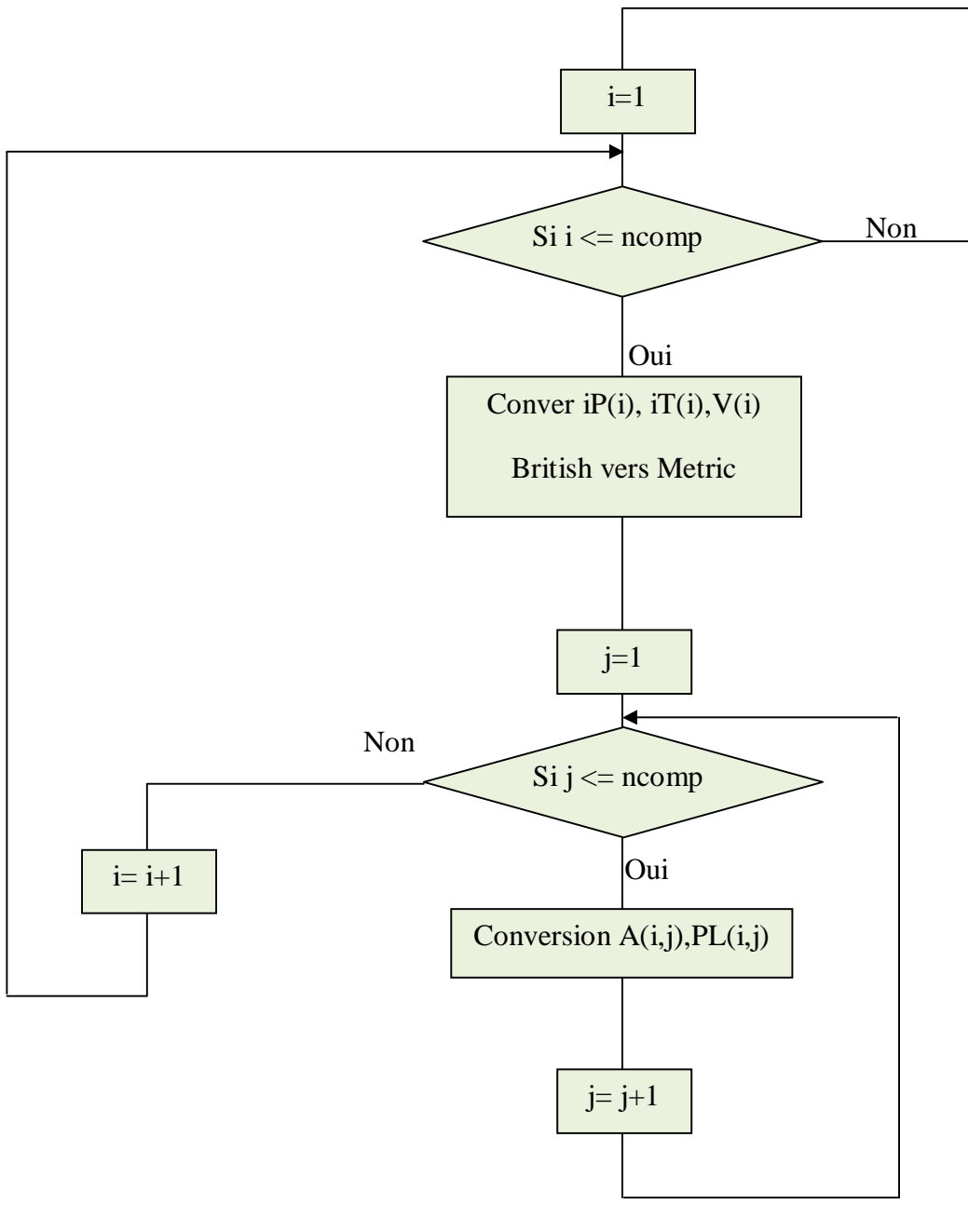
$$\frac{p_{ij}}{p_s} \leq \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Une fois toutes les relations développées, on propose l'organigramme suivant pour leur résolution :



Notre programme de simulation est fait en langage Visual Basic for Application VBA





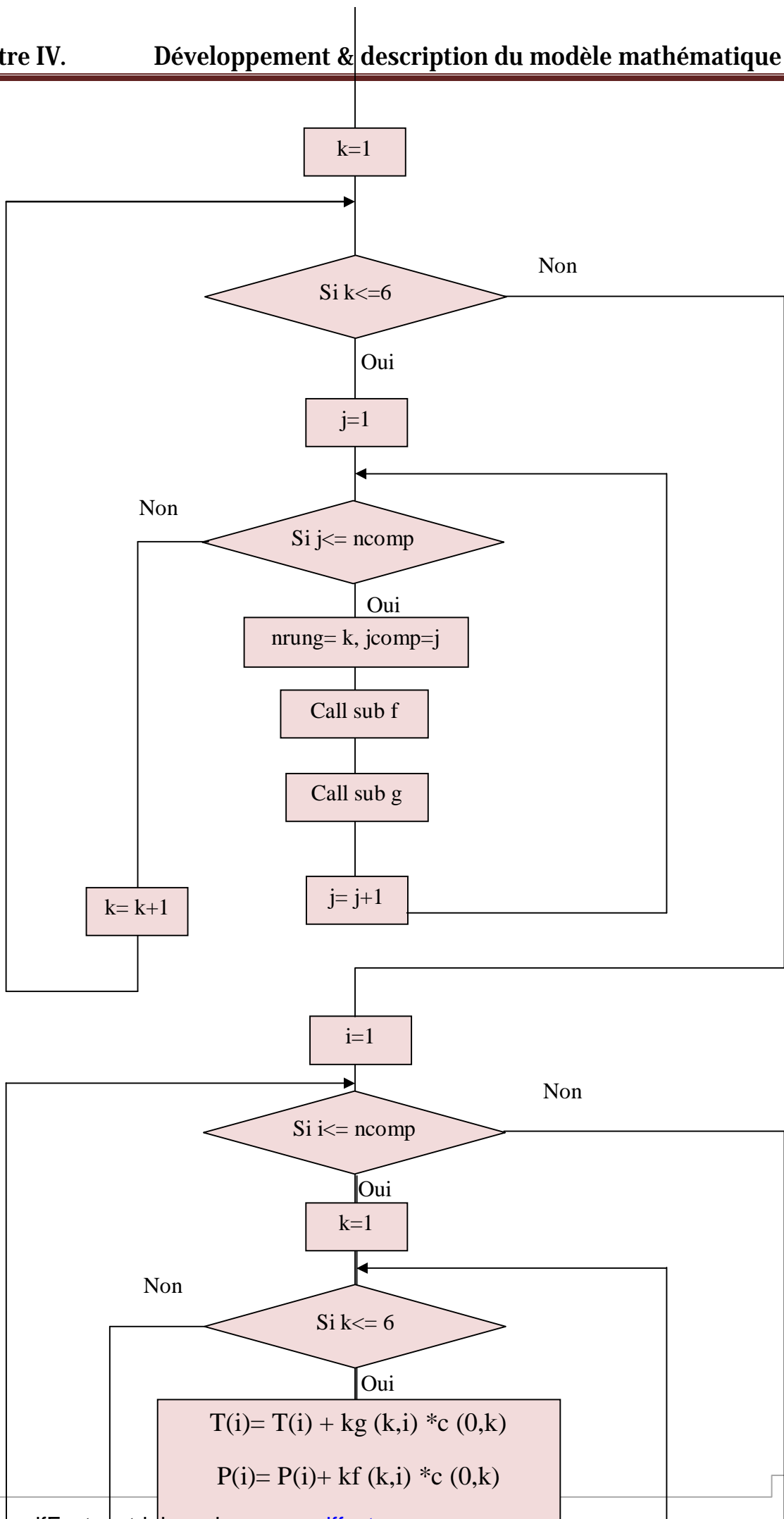
Introduire les differentes parameters et les differentes constantes :

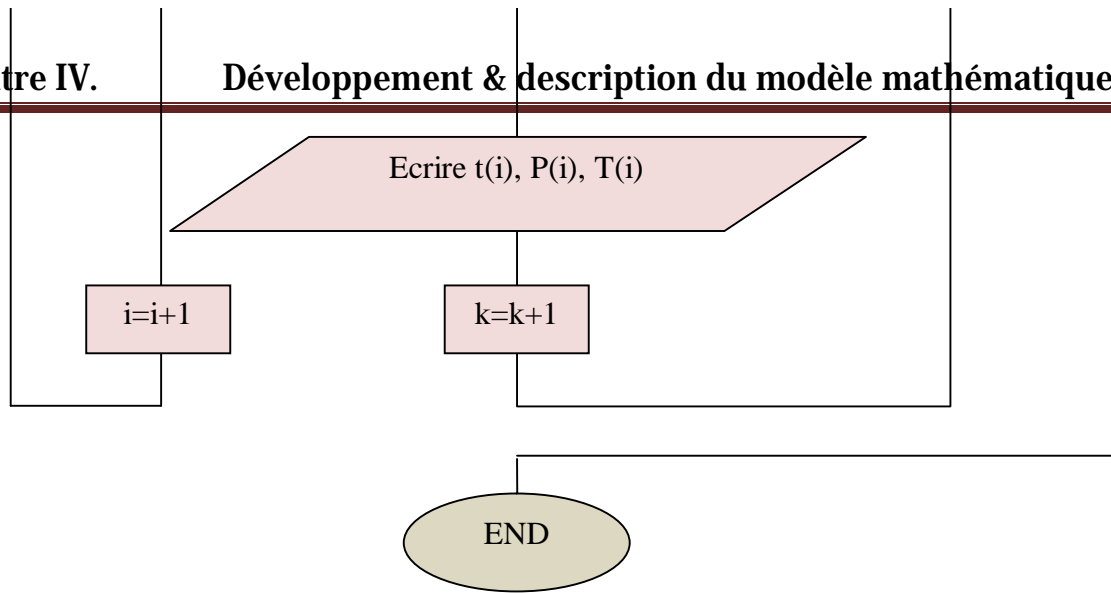
$\gamma = 1.4, R, \dots$

$g2ogm1 = 2 * \gamma / (\gamma - 1)$

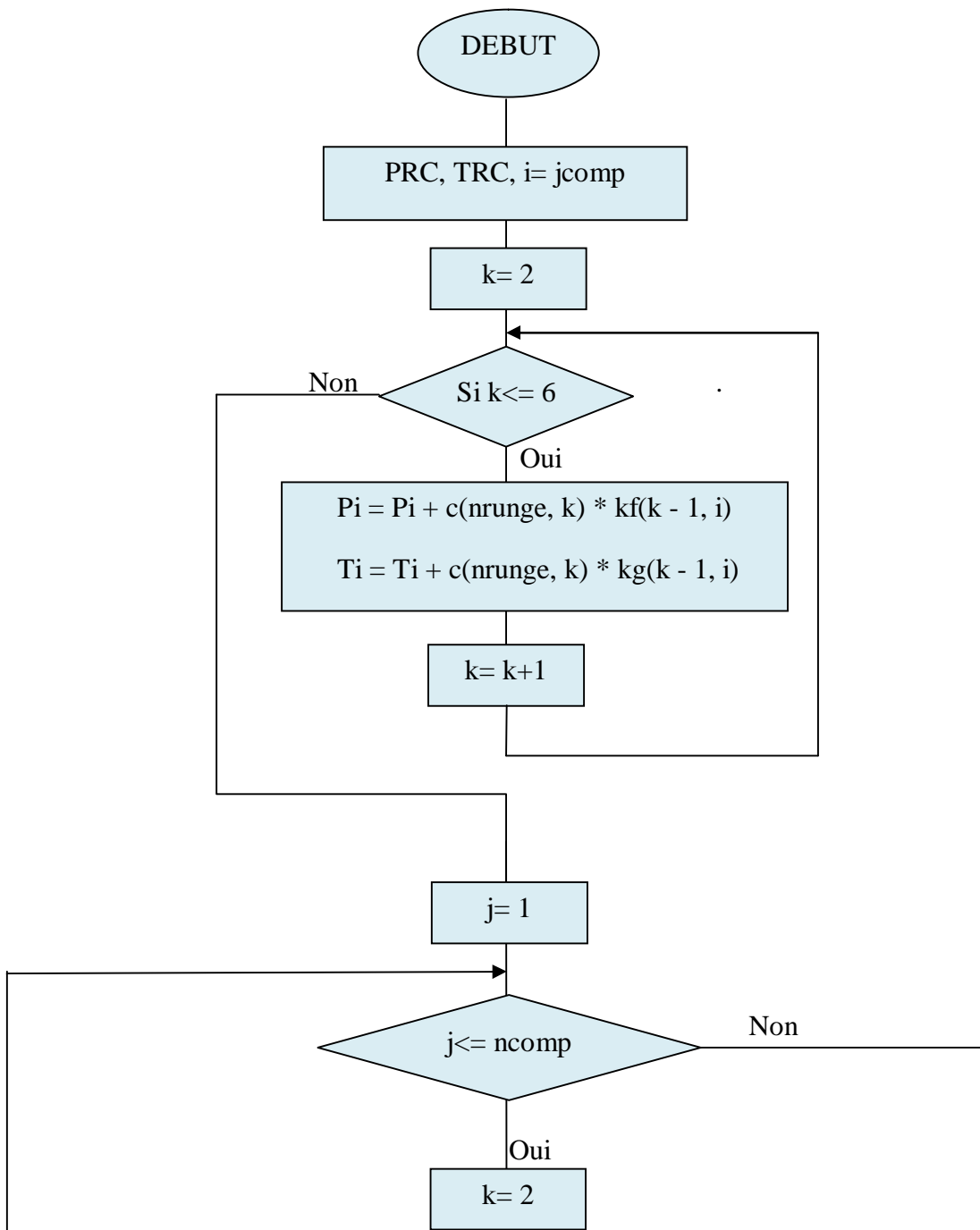
$gmlog, gplogm1 \dots$

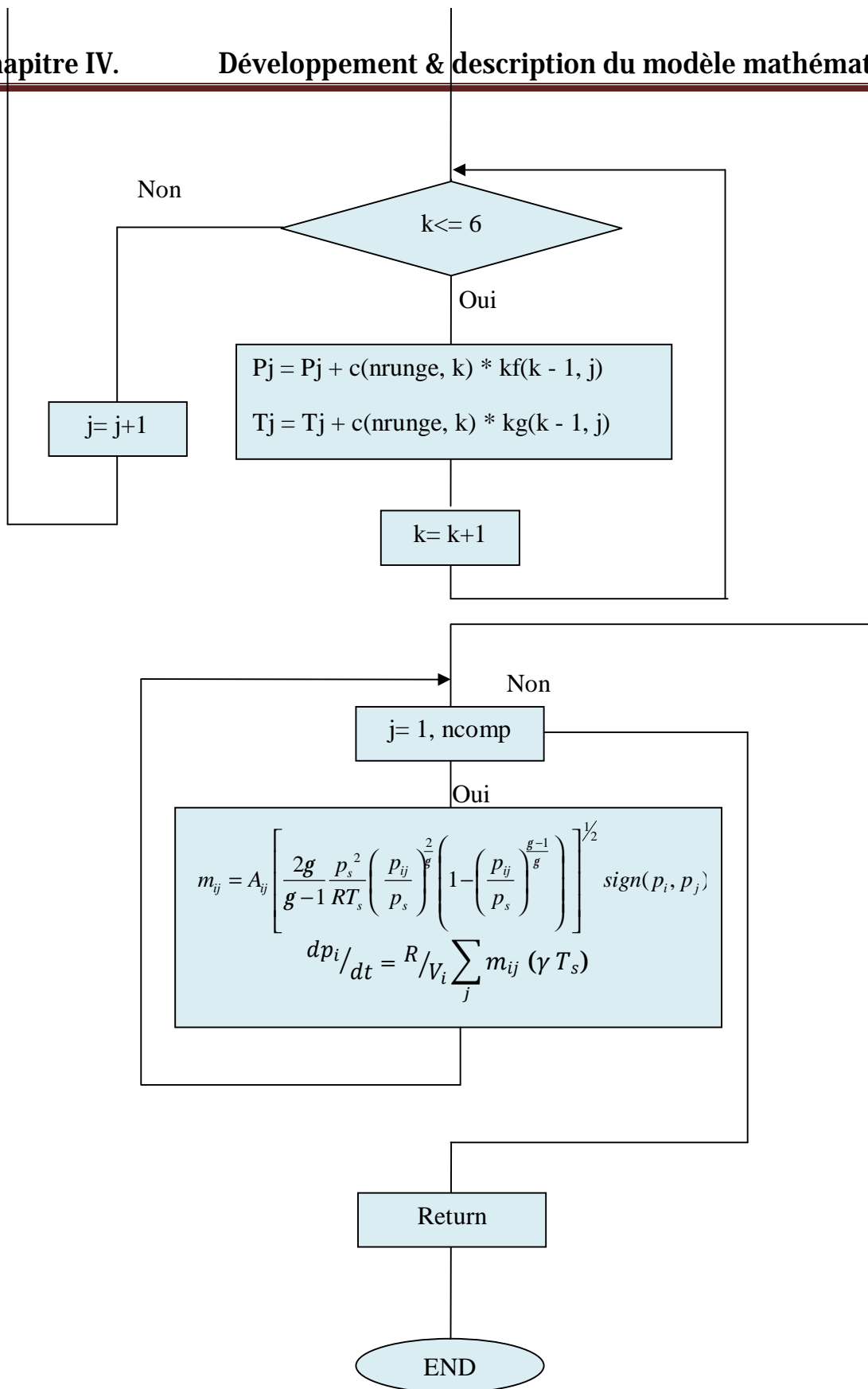
$C(0,1), C(1,2), \dots, C(6,6)$





**SUB F**







## Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique

### Excel Workbook Sheets :

La programmation en VBA est faite dans un Excel Workbook qui contient trois feuilles (Sheet) pour l'entrée et la sortie des données : les sections de passage d'air (areas) entre compartiments, les pressions limites (Limitpressures), et les résultats de sorties (Output).

Chacune de ces feuilles est décrite ci-dessous. Les données d'entrée montrées ci-dessous sont de l'exemple (3) donné dans les exemples précédant et seront employés pour la comparaison et la validation.

- **Workbook Sheet "areas" :**

Cette feuille est montrée ci-dessous, elle sert à introduire les sections de passage d'air entre compartiments comme des données d'entrée, ces données sont en caractère gras.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	ncomp	4									Aircr
2	time step	0,0001									Flight L
3	niter	10000		Initial							DECOMP betwee
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft					N° de compartiment
5	Setup		id	T	P	V	INDEX	1	2	3	4
6		1	Cockpit	528,00	1544,00	520,00	compartiment N°1	0	0,2	12	5,5
7	Resize	2	Underfloor	528,00	1544,00	3485,00	compartiment N°2	0,2	0	8,5	0
8		3	Cabin	528,00	1544,00	7342,00	compartiment N°3	12	8,5	0	0
9		4	Ambient	412,00	629,00	9999999,00	compartiment N°4	5,5	0	0	0

Figure 7: Inter face des données d'entrée (input) pour la feuille Areas

### Description des données d'entrée :

- **NCOMP** le nombre de compartiments considérés dans la simulation. L'atmosphère ambiante est considérée comme un compartiment indépendant.
- **TIME STEP** c'est le pas de temps pour la solution numérique des équations
- **NITER** c'est le nombre maximum d'itérations de temps auxquelles la simulation s'arrête.
- **NSAMP** c'est l'intervalle auquel la solution numérique est affichée et les données sont écrites dans la feuille Output. Par exemple si le NSAMP = 10, c'est-à-dire on affiche un seul résultat chaque 10 itérations.

## Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique

### Description des données des compartiments :

Les paramètres d'états de chaque compartiment peuvent être écrits dans la colonne identificatoire ID.

Des conditions initiales sont écrites dans les trois colonnes munies par les étiquettes *T*, *P* et *V*.

- Les températures doivent être en °R.
- Les pressions sont en lb/ft<sup>2</sup>.
- Les volumes sont en ft<sup>3</sup>.

Les sections de passage d'air entre compartiments sont écrites dans la matrice montrée ci-dessus. Les index se rapportent aux compartiments. Puisque la matrice est symétrique, seulement les données au-dessus de la diagonale doivent être entrées, celles au-dessous de la diagonale sont complétées automatiquement, les valeurs diagonales sont nulles. Toute valeur doit être prise en ft<sup>2</sup>.

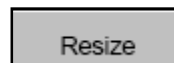
Dans cet exemple aucun coefficient de décharge n'est assumé dans la simulation. Les données d'entrée doivent incorporer un coefficient approprié de décharge *Dc*.

$$A_{\text{effective}} = A_{\text{geometrique}} * Dc$$

### Descriptions des boutons :



- Réinitialiser les matrices d'entrée pour qu'ils soient compatibles au nombre de compartiments définis par NCOMP.



- Réinitialiser la largeur des colonnes de sorte que les résultats de sortie peuvent être visibles sur l'écran.

- **Workbook Sheet « Limitpressures »**

Cette feuille est montrée ci-dessous. Les différences de pression en caractères **gras** entre les compartiments doivent être entrées.

Limiting blowout pressure					
	INDEX	1	2	3	4
1		0.00	<b>0.00</b>	<b>0.00</b>	<b>0.00</b>
2		<b>0.00</b>	0.00	<b>0.00</b>	<b>0.00</b>
3		<b>0.00</b>	<b>0.00</b>	0.00	<b>0.00</b>
4		<b>0.00</b>	<b>0.00</b>	<b>0.00</b>	0.00

Figure 8: Matrice des pressions limites suivant le nombre des compartiments

Les pressions limites écrites sur cette feuille correspondent aux sections de passage dans la feuille « **areas** » et représentent la différence de pression entre deux compartiments auxquels la section de passage s'ouvre ou souffle-dehors. Ces pressions doivent être  $lb/ft^2$ , et comme la matrice est symétrique, seulement les données au-dessus de la diagonale doivent être entrées, les données au-dessous de la diagonale sont complétées automatiquement. Les valeurs diagonales sont nulles.

- **Workbook Sheet «Output» :**  
Cette feuille est montrée ci-dessous :

0	75714.73	73714.73	75714.73	30118.50															0	203.3333	203.3333	203.3333	229.8889
0.01	75008.39	73538.95	75438.82	30118.52															0.01	200.4937	203.2084	203.0371	229.8889
0.02	75122.35	73338.12	75058.83	30118.53															0.02	200.8627	202.8629	202.6832	229.8889
0.03	74519	73129.42	77735.92	30118.53															0.03	200.3251	202.7085	202.2872	229.8889
0.04	74232.28	72947.77	77351.79	30118.54															0.04	200.0524	202.4088	201.9174	229.8889
0.05	73968.78	72551.95	77054.4	30118.54															0.05	200.8756	202.0601	201.5539	229.8889
0.06	73558.34	72246.15	76722.45	30118.54															0.06	200.8786	201.7592	201.1952	229.8889
0.07	73238.42	70895.7	76354.74	30118.55															0.07	200.4756	201.4237	200.84	229.8889
0.08	72923.98	70622.3	76070.39	30118.55															0.08	200.27	201.084	200.4974	229.8889
0.09	72612.53	70307.45	75748.79	30118.55															0.09	200.0576	200.7417	200.1388	229.8889
0.1	72304.21	70022.01	75420.51	30118.56															0.1	201.636	200.3979	200.7977	229.8889
0.11	71998.25	70076.72	75112.29	30118.56															0.11	207.8134	200.0531	200.4398	229.8889
0.12	71684.23	70331.96	74768.91	30118.56															0.12	207.2813	200.7079	200.0929	229.8889
0.13	71362.28	70493.05	74493.28	30118.57															0.13	207.143	200.3627	200.7468	229.8889
0.14	71091.25	74735.2	74171.24	30118.57															0.14	200.8687	200.0175	200.4015	229.8891
0.15	70793.25	74423.45	73860.79	30118.57															0.15	200.8487	200.6725	200.0569	229.8891
0.16	70468.12	74113	73551.99	30118.58															0.16	200.2635	200.3279	200.713	229.8891

Figure 9: Liste des résultats (Output)

Les deux groupes de données de sortie sont les pressions et les températures absolues de compartiment, leurs unités sont indiquées en PA et en °K, respectivement. La première colonne de chaque groupe est conservée pour le temps en seconde. Ces résultats peuvent être manipulés comme n'importe quelle manière voulue, par exemple ; on peut afficher les différences de pressions entre compartiments.

### **Description de fonctionnement du programme :**

Ce programme de simulation sert à calculer et afficher les différentes pressions et les différentes températures de chaque compartiment en fonction du temps après avoir une rapide décompression.

En premier temps un ensemble de données doivent être initialement introduites telles que le nombre de compartiments(NCOMP), le pas de temps (DT), le nombre d'itérations(NITER) et le nombre d'itérations pour lequel le programme affiche un seul résultat (NSAMP).

Appuyant sur le bouton SETUP puis sur le bouton RESIZE pour Réinitialiser tous les matrices d'entrée et la largeur des colonnes de sorte que les résultats de sortie peuvent être visibles sur l'écran.

Après cette étape on remplit les matrices par les données d'entrée ; dans le brouillon AREAS, deux matrices doivent être remplies la première pour les températures, les pressions initiales et les volumes de chaque compartiment. La deuxième pour les différentes sections de passage d'air entre compartiment.

Dans le brouillon LIMITPRESSURES une matrice doit être remplie par des pressions pour lesquelles des sections de passage supplémentaires s'ouvrent pour refouler l'air dont le but de ne pas atteindre une différence de pression critique ( Ces pressions n'existe pas toujours)

Lors de lancement de l'exécution de programme et après la déclaration des différentes variables, le programme principal fait appel à un ensemble de subroutine de la manière suivante :

Une subroutine READDATA sert à lire les données d'entrée qu'on a introduit précédemment.

Une subroutine BRIT2METRIC qui a comme rôle de convertir les unités des données d'entrée en unités internationaux.

Une subroutine INITIALISE qui donne à toutes les variables employées dans le programme leurs valeurs initiales et affecte aux constantes d'intégrations leurs valeurs aussi.

Une subroutine OUTPUT0 sert a réserver dans la feuille d'affichage des cellules dans lesquelles les résultats sont affichés.

## **Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique**

---

La subroutine RUNGKUTTA a pour rôle de résoudre (intégrer) les équations différentielles, ce sous-programme de sa part fait appel à deux autres subroutines, l'un pour résoudre les équations de pressions (SUB F), et l'autre pour celles des températures (SUB G).

Finalement ; une subroutine OUTPUT pour afficher tous les résultats trouvés.

### ***Exécution du programme :***

La simulation est commencée par CTRL + A dans n'importe quelle feuille de WORKBOOK, et peut être arrêtée par Ctrl + BREAK, ou permettre la simulation de s'exécuter jusqu'à ce que le nombre d'itération maximal NITER soit atteint.

### ***Vérification des erreurs :***

Ce programme de simulation n'incorpore pas la vérification des erreurs pour la routine de Runge-Kutta. Il est donc nécessaire de l'exécuter avec plusieurs valeurs de pas de temps «TIME STEP » pour n'importe quelle nouvelle configuration étant simulée, et vérifie la convergence et la stabilité.

**IV.10. VALIDATION DU PROGRAMME :**

La théorie et le programme de simulation sont validés en utilisant les données des exemples mentionnés dans la section (V.6). Nous savons déjà les solutions de ces problèmes qu'ils peuvent être analytiques (exemple 1 et 2) ou numériques à l'aide d'un autre programme informatique (exemple 3).

Comparaison avec l'exemple 1 :

On rappelle l'exemple N°1 dans la partie V.6,

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	ncomp	2								
2	time step	0,001								
3	niter	1000		Initial						
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft				
5	Setup	id		T	P	V	INDEX	1	2	
6		1	CABIN	530	2115	410	1	0,00	0,0	
7	Resize	2	OUTSIDE	412	628	999999999	2	0,01	0,00	
8										

Figure 10: Interface des données d'entrée (input) de l'exemple 1

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R
511	51.1	30167	30069								0.0171							
512	51.2	30177	30069								0.0187							
513	51.3	30187	30069								0.0143							
514	51.4	30158	30069								0.0130							
515	51.5	30149	30069								0.0117							
516	51.6	30141	30069								0.0105							
517	51.7	30133	30069								0.0094							
518	51.8	30126	30069								0.0083							
519	51.9	30119	30069								0.0073							
520	52	30113	30069								0.0064							
521	52.1	30107	30069								0.0055							
522	52.2	30101	30069								0.0047							
523	52.3	30096	30069								0.0040							
524	52.4	30091	30069								0.0033							
525	52.5	30087	30069								0.0027							
526	52.6	30083	30069								0.0021							
527	52.7	30080	30069								0.0016							
528	52.8	30077	30069								0.0012							
529	52.9	30075	30069								0.0008							
530	53	30072	30069								0.0006							
531	53.1	30071	30069								0.0003							
532	53.2	30070	30069								0.0001							
533	53.3	30069	30069								0.0000							
534	53.4	30069	30069								0.0000							
535	53.5	30069	30069								0.0000							
536	53.6	30069	30069								0.0000							
537	53.7	30069	30069								0.0000							
538	53.8	30069	30069								0.0000							
539	53.9	30069	30069								0.0000							
642	64	30069	30069								0.0000							

Figure 11: liste des résultats (output) de l'exemple 1

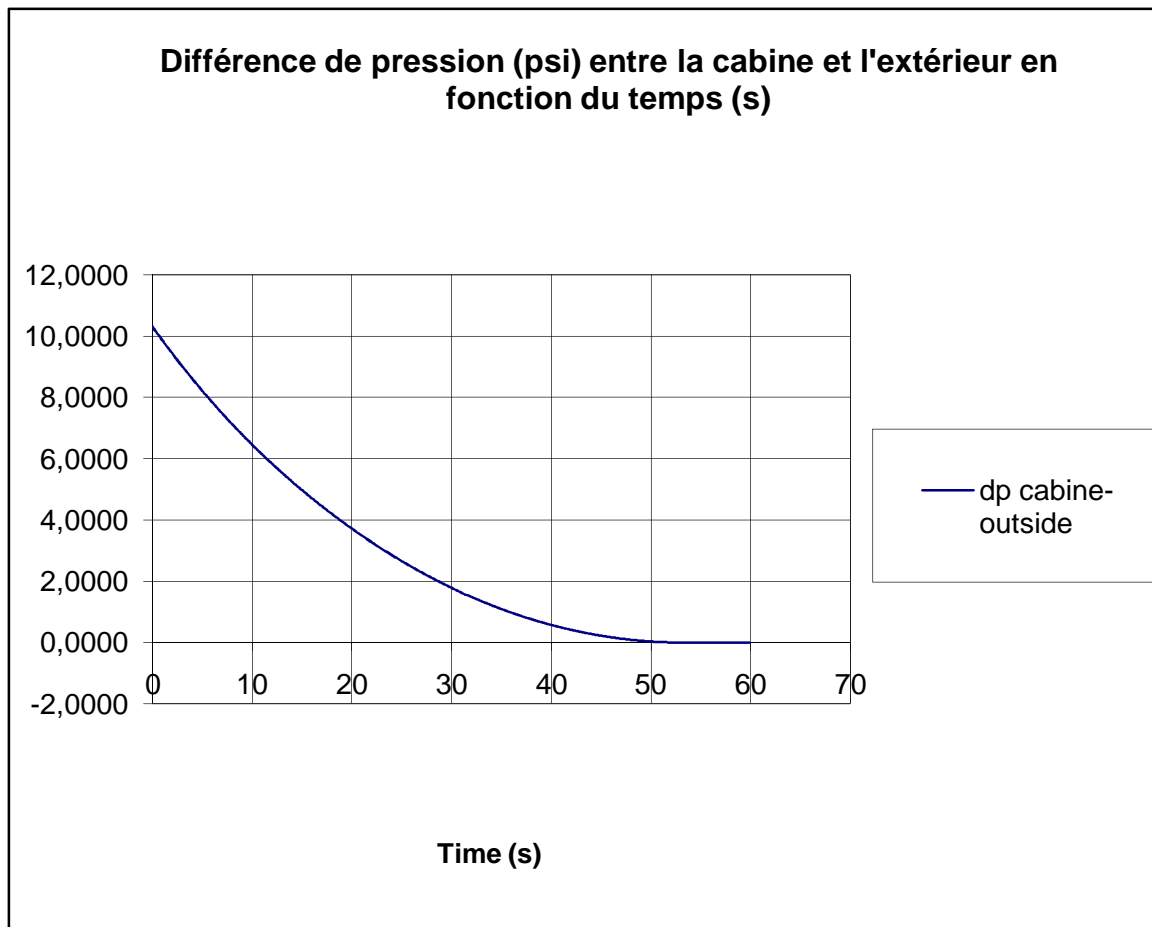


Figure 12

D'après les deux figures (11) et (12) qui donnent les résultats obtenus par notre programme de simulation, on remarque qu'une durée de 53.3 secondes est nécessaire pour avoir une décompression totale, autrement dit c'est le temps pour lequel une égalité entre la pression de la cabine et la pression extérieure est atteinte. C'est exactement la même valeur qu'on a trouvé par le calcul analytique.

## Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique

Comparaison avec l'exemple 2 :

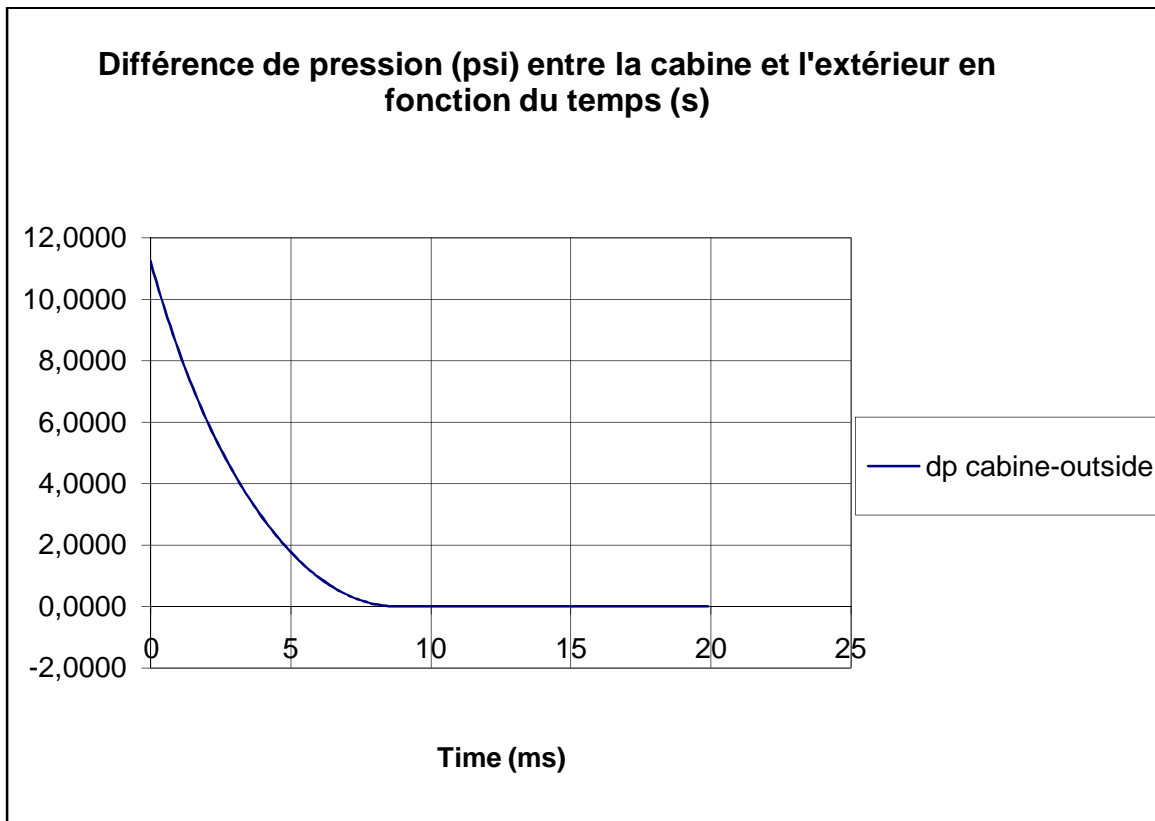
		16		fx		0,1				
	A	E	C	D	E	F	G	H	I	J
1	ncomp	2								
2	time step	0,001								
3	niter	1000		Initial						
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft				
5	Setup		id	T	P	V	INDEX	1	2	
6		1	CABIN	530	2115	410	1	0,00	0,10	
7	Resize	2	OUTSIDE	394	498	999999999	2	0,10	0,00	
8										

Figure 13 : Interface des données d'entrée (input) de l'exemple 2

		A85		fx		8,799955333335598												
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R
73	7,2	26911	23844								0,2997							
74	7,3	26654	23844								0,2626							
75	7,4	26414	23844								0,2277							
76	7,5	26192	23844								0,1956							
77	7,6	24937	23844								0,1656							
78	7,7	24799	23844								0,1386							
79	7,8	24628	23844								0,1137							
80	7,9	24474	23844								0,0913							
81	8	24337	23844								0,0714							
82	8,1	24217	23844								0,0540							
83	8,2	24113	23844								0,0390							
84	8,3	24027	23844								0,0264							
85	8,4	23957	23844								0,0163							
86	8,5	23904	23844								0,0086							
87	8,6	23859	23844								0,0034							
88	8,7	23843	23844								0,0006							
89	8,8	23844	23844								0,0000							
90	8,9	23844	23844								0,0000							
91	9	23844	23844								0,0000							
92	9,1	23844	23844								0,0000							
93	9,2	23844	23844								0,0000							
94	9,3	23844	23844								0,0000							
95	9,4	23844	23844								0,0000							
96	9,5	23844	23844								0,0000							
97	9,6	23844	23844								0,0000							
98	9,7	23844	23844								0,0000							
99	9,8	23844	23844								0,0000							
100	9,9	23844	23844								0,0000							
101	10	23844	23844								0,0000							
102	10,1	23844	23844								0,0000							

Figure 14: liste des résultats (output) de l'exemple 2.





D'après ces deux dernières figures, on voit bien qu'une décompression totale a besoin d'une durée de 8.8 secondes pour s'atteindre. Une autre fois, on a les mêmes résultats que celle obtenus précédemment.

Comparaison avec l'exemple 3 :

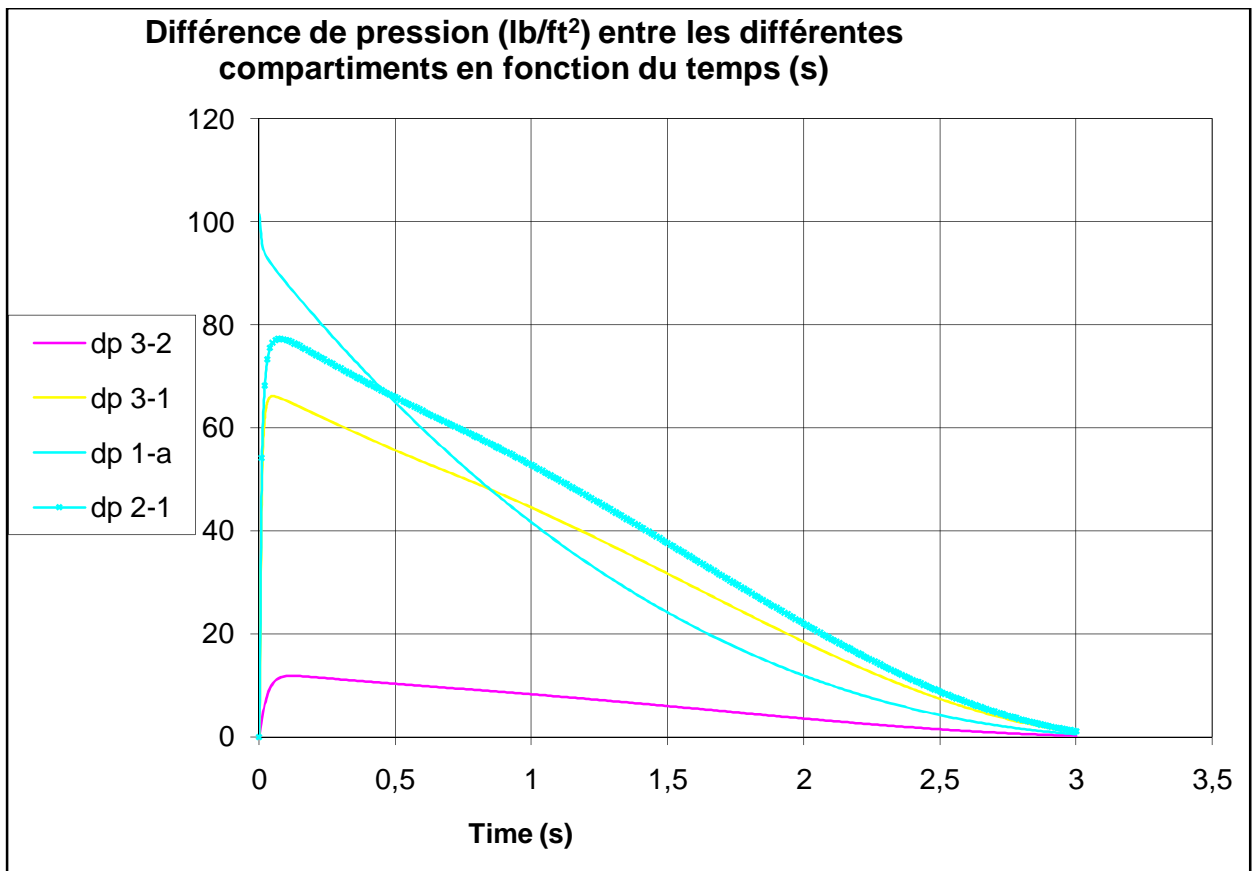
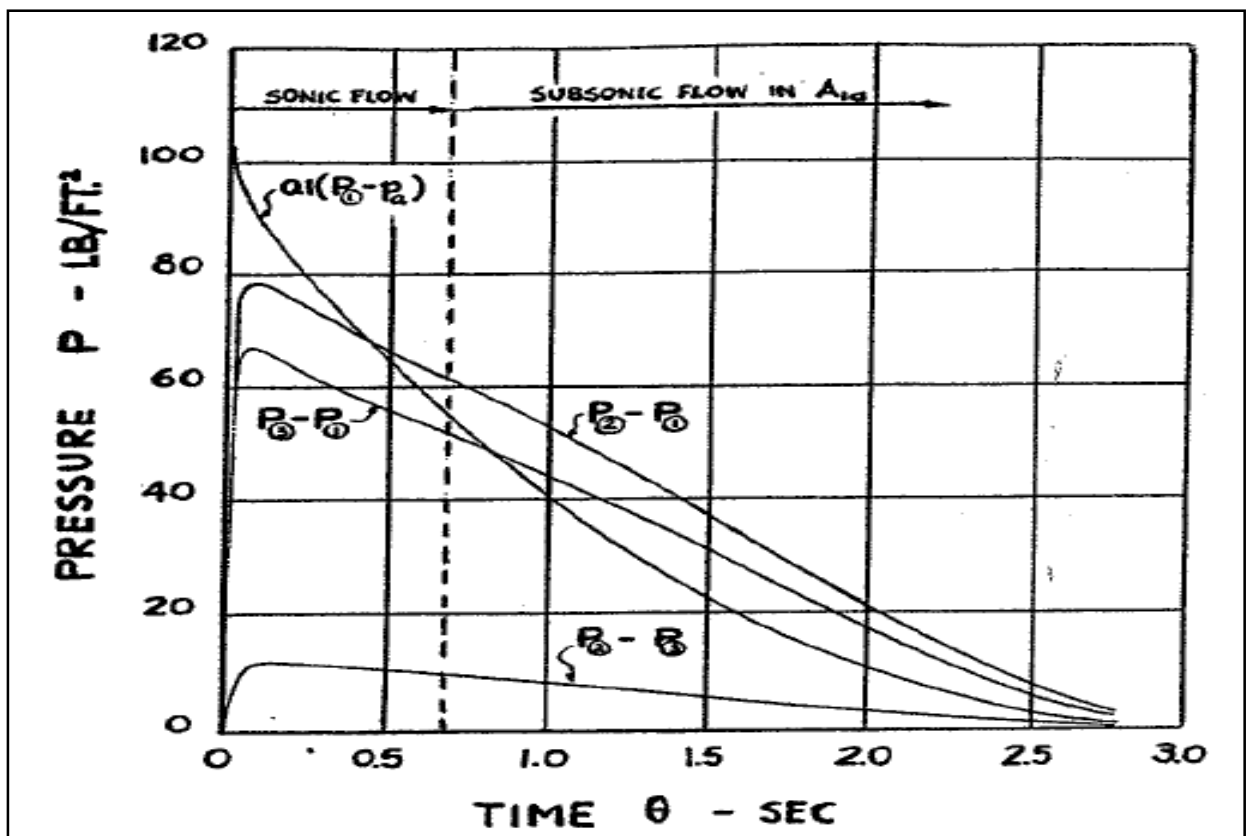


Figure 15 : simulation de décompression d'une cabine à 3 compartiments par VBA

Les résultats de notre simulation sont présentés à la figure 15 sous la forme de



## **Chapitre IV. Développement & description du modèle mathématique**

---

différence de pression entre les compartiments (2 et 1), (3 et 1) et (2 et 3), en comparaisons avec ceux montrés par F.Mavriplis [13].

Ces trois comparaisons montrent que notre présentation de la méthode de calcul de la décompression rapide est correcte, dès qu'on obtient les mêmes résultats que ceux présentés dans l'article de référence [13].

# Chapitre V

**V.1. INTRODUCTION :**

Le Challenger 300 est un avion d'affaire fabriqué par Bombardier Aéronautique chez sa filiale Canadair. Il s'agit d'un appareil de format super-moyen capable de faire des vols transcontinentaux.

Créé à partir de zéro, le Bombardier Challenger 300 est le biréacteur d'affaires super intermédiaire absolu, conçu pour répondre aux besoins qu'aucun autre avion ne peut satisfaire. Avion d'affaires à réaction haute performance très perfectionné, le Bombardier Challenger 300 offre une distance franchissable lui permettant réellement de traverser les États-Unis d'un océan à l'autre. De l'aveu même de ses propriétaires, l'appareil atteint son objectif. Aucun doute n'est possible : il offre sans conteste la meilleure valeur de sa catégorie.

Procurant un confort et un équipement d'affaires inégalés, le Bombardier Challenger 300 a été créé avec ingéniosité et vision, non seulement pour permettre à ses utilisateurs de suivre en douceur le rythme effréné du milieu des affaires, mais également pour conserver sa valeur au fil des ans.

- Meilleure performance et valeur dans sa catégorie.
- Fonctionnalité et polyvalence de cabine conçues en fonction du marché.
- Fiabilité suprême, conçue pour un service à long terme.



Figure 1 : CHALLENGER 300

**V.2. HISTORIQUE :**

Le projet du Challenger 300 a été lancé lors du Salon international de l'aéronautique et de l'espace de Paris-Le Bourget en Juin 1997, il avait porté le nom « Bombardier Model 70 », formellement annoncé à la convention de Las Vegas le 18 Octobre 1998, deux ans après et lors du même salon, ce projet a été surnommé « Bombardier Continental Business Jet BD-100-1A10 » le 13 Juin 1999. Après une révision des noms de produits chez Bombardier, il prit son nom actuel le 8 septembre 2002. Il est entré en service en janvier 2004

Les deux moteurs de cet avion ont été certifiés le 25 Juin 2002.

En date de juin 2001, 115 avaient été commandés.

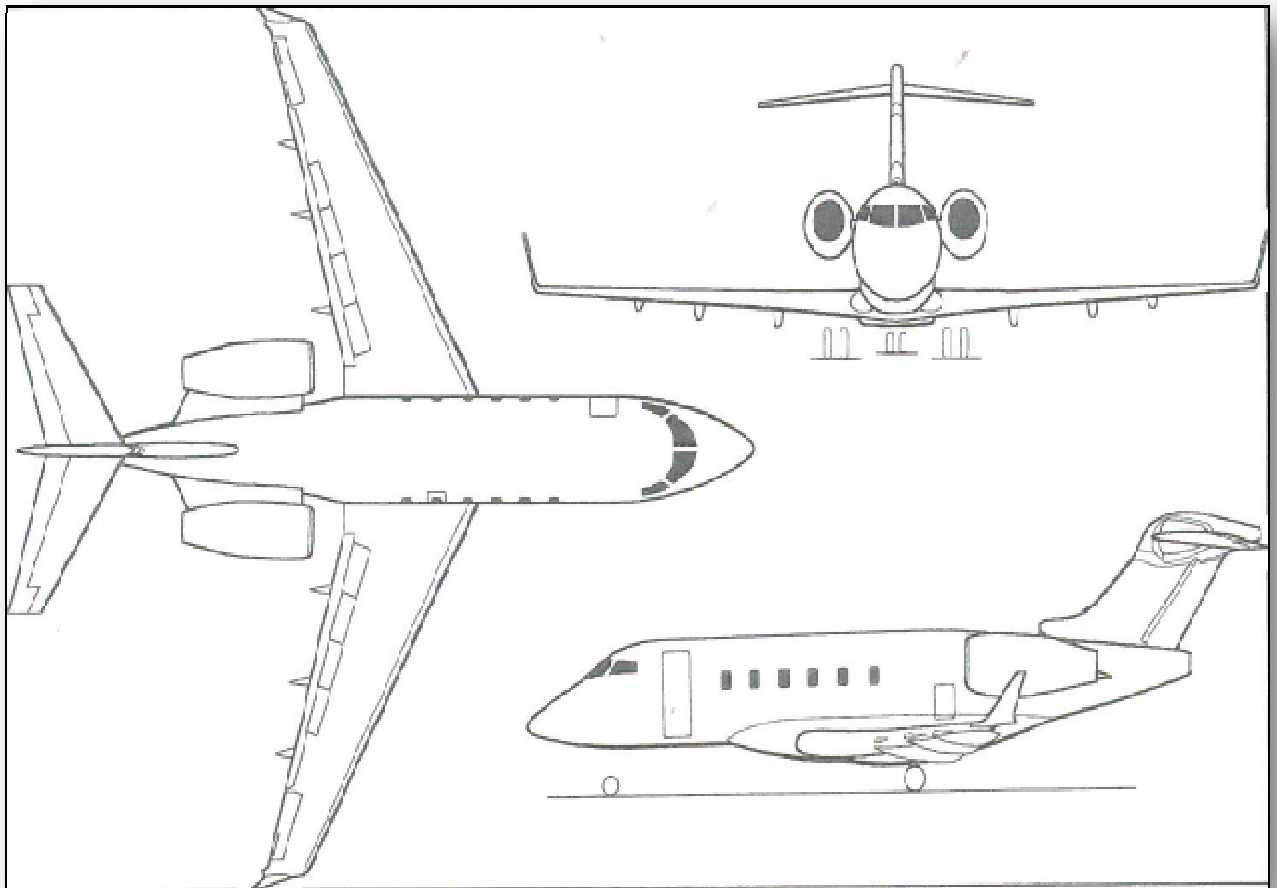
**V.3. CONFIGURATION DE BOMBARDIER CHALLENGER 300 :**

Figure 2: Vues de l'extérieur de Challenger 300

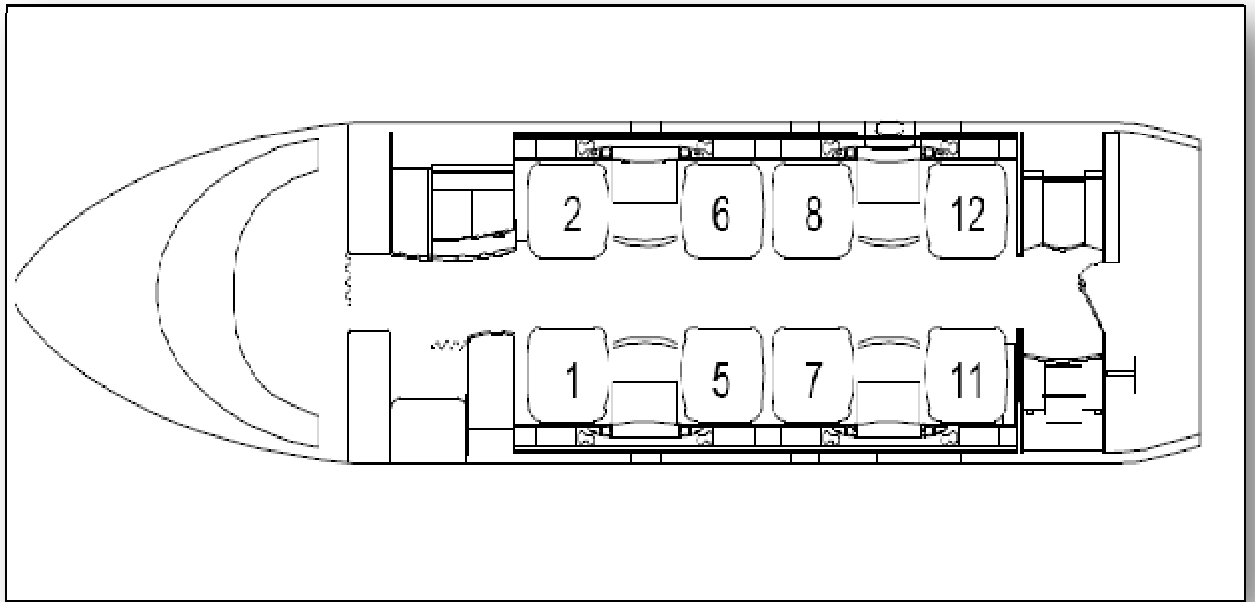


Figure 3: Vues de l'intérieur de Challenger 300 en 2D

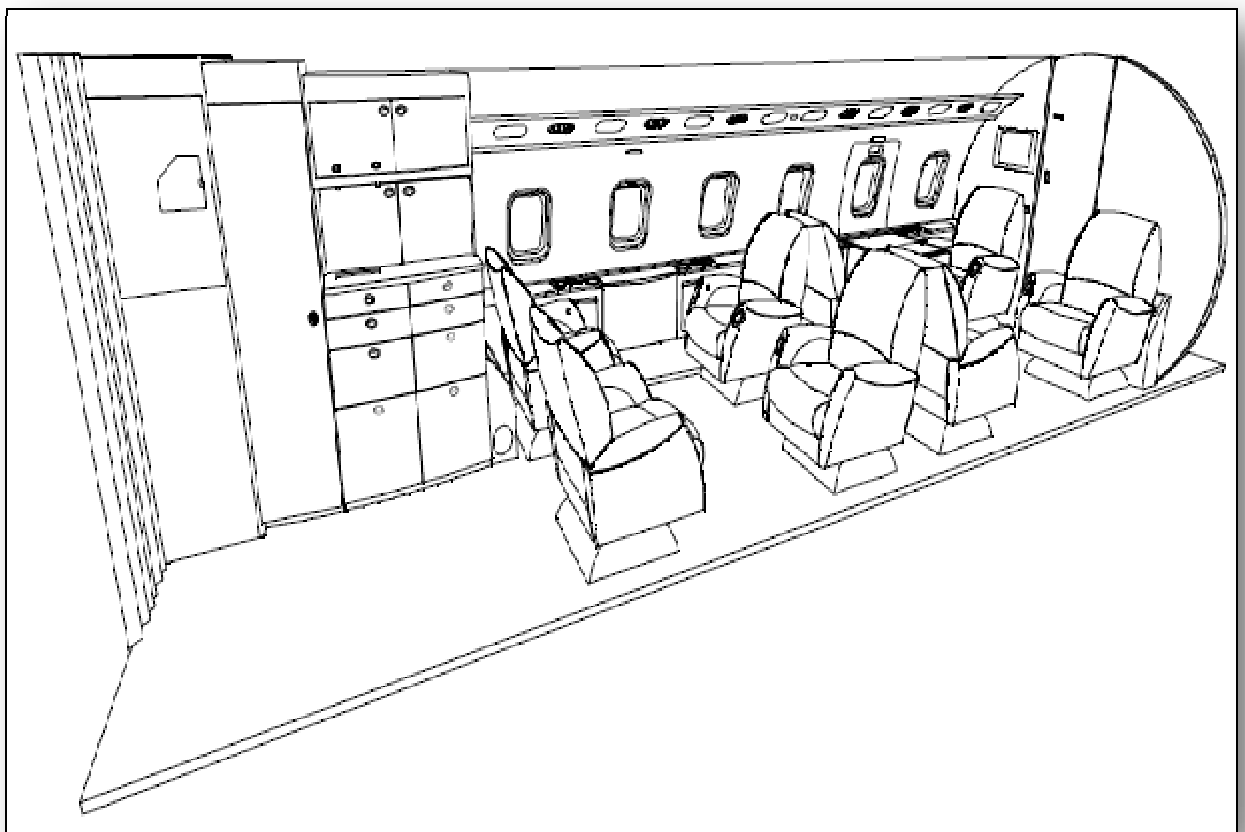


Figure 4: Vues de la cabine de Challenger 300 en 3D

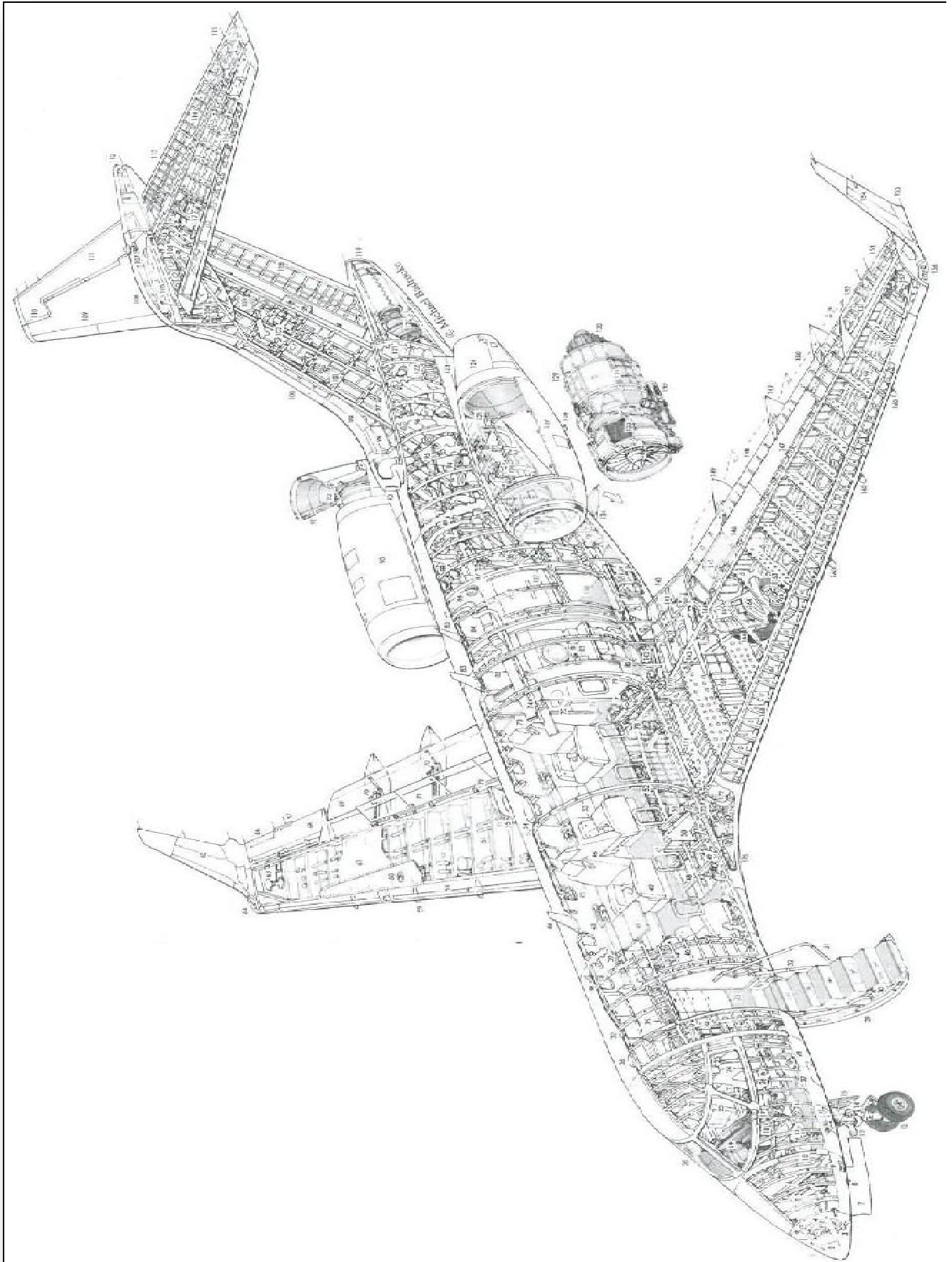





Figure 5: Un schéma général de Challenger 300



V.3.1. FICHE DE DONNEES DE CHALLENGER 300 :

 <p><b>Général</b></p>	<p><b>Capacité</b></p>	<p>-Équipage : 2 -Passagers : 8 à 9 (configuration affaires / haute densité) : Arrangement typique de cabine pour huit, avec un salon de deux sièges vis-à-vis de deux sièges faisant face, avec l'allocation des places de club pour quatre derrière eux, ou double allocation des places de club. Comporte une garde-robe, un centre de rafraîchissement et une toilette vers l'avant.</p>															
	<p><b>Moteurs</b></p>	<p>- Turboréacteurs Honeywell HTF7000 de 28.9kN (6501lb). -Poussée au décollage : 6 826 lb (30,4 KN) mesurée à ISA + 15°C (30°C / 86°F)</p>															
 <p><b>Avioniques</b></p>		<ul style="list-style-type: none"> <li>• Système Rockwell Collins Pro Line 21 à quatre écrans ACL</li> <li>• Système d'affichage des paramètres réacteurs, de mise en garde et d'alarme (EICAS)</li> <li>• Système d'instruments de vol intégré (IFIS) avec graphiques électroniques</li> <li>• D M E double / Système de positionnement global double (GPS) avec WAAS /double système de gestion de vol FMS-5000</li> <li>• Ordinateur de diagnostic de maintenance</li> <li>• Système d'avertissement de proximité du sol amélioré (EGPWS)</li> <li>• Système de surveillance du trafic et d'évitement des collisions (TCAS II)</li> <li>• Émetteur de localisation d'urgence (ELT)</li> <li>• C VR et DFDR</li> </ul>															
<p><b>Performances</b></p>	<p><b>Distance franchissable</b></p>	<p>-Distance franchissable maximale : 3 100 NM 3 568 Mile 5 741 km -Distance franchissable théorique à M 0.80, avec 8 passagers, 2 membres d'équipage, réserves NBAA IFR, (SA, masse standard en ordre d'exploitation et quantité maximale de carburant admissible. Cette distance sera affectée par la vitesse, les conditions atmosphériques, les options sélectionnées et par d'autres facteurs.)</p>															
	<p><b>Vitesses</b></p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th></th> <th>Mach</th> <th>KT</th> <th>mi/h</th> <th>km/h</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Vitesse de croisière Elevée :</td> <td>0.82</td> <td>470</td> <td>541</td> <td>870</td> </tr> <tr> <td>Vitesse de croisière Typique :</td> <td>0.80</td> <td>459</td> <td>528</td> <td>850</td> </tr> </tbody> </table>		Mach	KT	mi/h	km/h	Vitesse de croisière Elevée :	0.82	470	541	870	Vitesse de croisière Typique :	0.80	459	528	850
		Mach	KT	mi/h	km/h												
Vitesse de croisière Elevée :	0.82	470	541	870													
Vitesse de croisière Typique :	0.80	459	528	850													
<p><b>Performances</b></p>	<p>Longueur de piste équivalente (SL, ISA, MTOW) : 4 810 pieds (1 466 m) Distance d'atterrissage (SL, ISA, MLW) : 2 600pieds (792 m)</p>																

	<b>Altitude</b>	Altitude d'exploitation maximale : 45 000 pieds (13 716 m) Altitude de croisière initiale (MGTO) : 41 000 pieds (12 496 m)
	<b>Niveau de bruit (EPNdb)</b>	En survol: 75.5 Approche: 89.6 Bruit latéral: 87.6
<b>Dimensions</b>	<b>Extérieures</b>	Longueur : 68,63 pieds (20,92 m) Envergure : 63,84 pieds (19,46 m) Surface alaire : 522 pieds <sup>2</sup> (48,50 m <sup>2</sup> ) (de base) Hauteur hors tout : 20,33 pieds (6,20 m)
	<b>Intérieures</b>	Longueur de la cabine : 28,6 pieds (8,72 m) (de la cloison du poste de pilotage à l'extrémité du compartiment pressurisé) Largeur maximale de la cabine : 7,17 pieds (2,19 m) (au niveau de l'axe) Largeur maximale de la cabine : 5,08 pieds (1,55 m) (au niveau du plancher) Hauteur de la cabine : 6,08 pieds (1,85 m) Surface du plancher : 146 pieds <sup>2</sup> (13,56 m <sup>2</sup> ) (poste de pilotage non compris) Volume de la cabine : 860 pieds <sup>3</sup> (24,35 m <sup>3</sup> ) (poste de pilotage et section bagages non compris)
	<b>Masses</b>	Masse maximale sur l'aire de trafic : 39 000 lb (17 690 kg) Masse maximale au décollage : 38 850 lb (17 622 kg) Masse maximale à l'atterrissage : 33 750 lb (15 309 kg) Masse maximale sans carburant : 27 000 lb (12 247 kg) Masse standard d'exploitation : 23 700 lb (10 750 kg) Quantité maximale de carburant : 14 150 lb (6 418 kg) Charge utile maximale (D-E) : 3 300 lb (1 497 kg) Charge utile avec quantité maximale de carburant (A-E-F) : 1 150 lb (521 kg) Quantité de carburant avec charge utile maximale : 12 000 lb (5 443 kg) <u>N.B :</u> Comprend l'aménagement intérieur, la peinture, 2 membres d'équipage et l'équipement de pilotage

Tableau.1 : Fiche de données de Challenger 300.

**V.4. DONNEES ET SUPPOSITIONS:**

Dans cette partie de ce chapitre nous allons voir toutes les données et les dimensions des différentes géométries qui caractérisent le Challenger 300 et qui sont nécessaires pour faire la simulation.

Des approximations et des suppositions au propos des volumes et des sections d'aération sont faite pour rendre la simulation plus facile et efficace.

En premier temps, nous avons assemblé tous les sous-compartiments et nous avons les considère comme un seul compartiment, ou le volume de ce nouveau compartiment vaut la somme de tous ses sous-compartiments, et de même pour les sections d'aération.

Après avoir faire ces suppositions on aura des nouveaux volumes et des nouveaux sections d'aération, on les résume dans les tableaux et les figures ci-dessous.

**V.4.1. VOLUMES DES COMPARTIMENTS :**

La figure et le tableau ci-dessous donnent les volumes réels des différents compartiments à employer dans l'analyse de décompression faite.

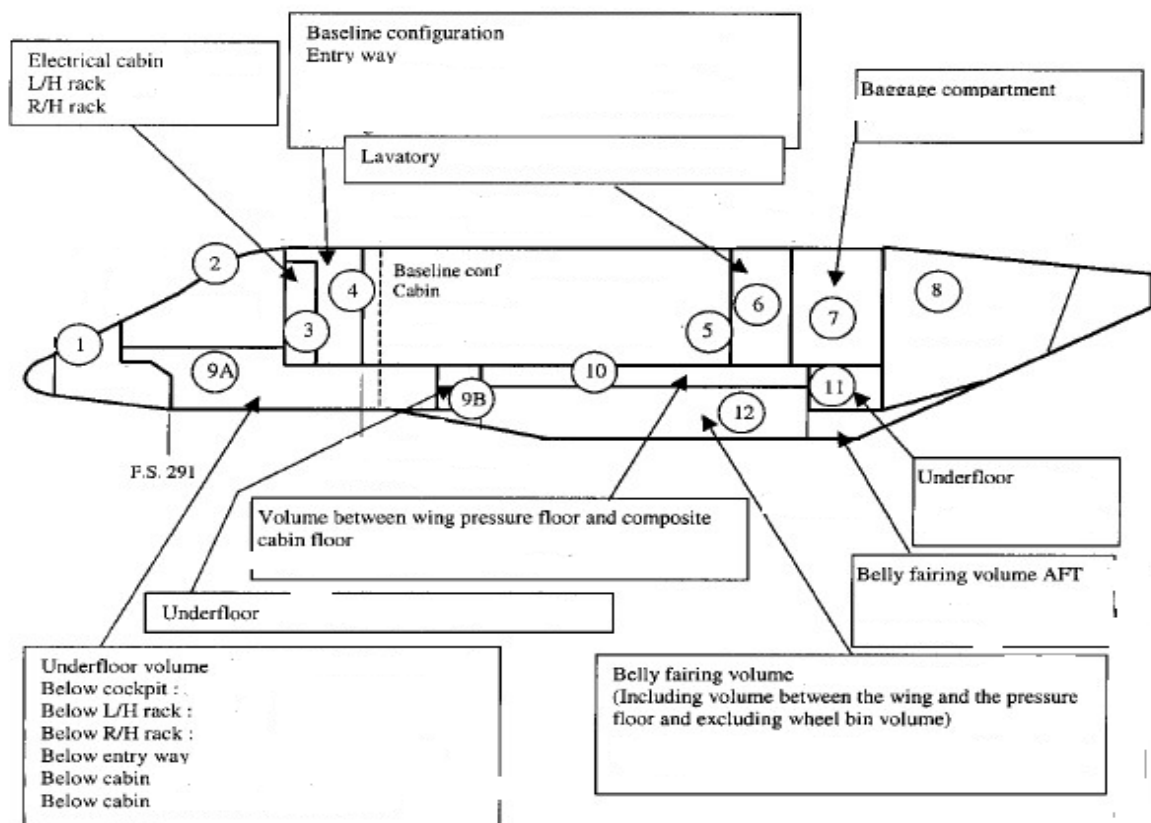


Figure 6: Volumes des différents compartiments de Challenger 300.

Nom de compartiment	Numéro de compartiment	Configuration	Volume (foot <sup>3</sup> )
Compartiment de nez d'avion	1	/	37
Cockpit	2	/	161
Cabinet électrique	3	/	50
Voie d'entrée	4	Base	130
		Optionnelle	120
Cabine	5	Base	700
		Optionnelle	700
Cabinet de toilette	6	/	150
Compartiment de bagage	7	/	140
Compartiment arrière	8	/	420
Sous cabine	9	/	120
Boite de débordement	10	/	16
Sous compartiment de bagage	11	/	18
Ventre	12	/	160
extérieur	0	/	999 999 999

Tableau.2 : Volumes des différents compartiments de Challenger 300.

**V.4.2. GEOMETRIES DES SECTIONS D'AERATION ET DES PANNEAUX DE SOUFFLAGE :**

Le tableau ci-dessous donne les sections d'aération réelles entre compartiments et celles des panneaux de soufflage avec les pressions limites pour lesquelles ces panneaux s'ouvrent :

Description d'interface	Numéro de compartiment	Sections d'aération (inch <sup>2</sup> )		panneaux de soufflage (Sections (inch <sup>2</sup> )) (Pressions limites(psi))
Extérieur/Cockpit	0/1	-		515 2 psi
Cockpit /voie d'entrée	2/4	1170		-
Cockpit/sous cabine	2/9	75		-
Cabinet électrique /sous cabine	3/9	173.3		-
Voie d'entrée/cabine	4/5	Base	3324	-
		Optionnelle	26	1359 0.32 psi
Cabine/cabinet de toilette	5/6	26		1479 0.32 psi
Cabine/sous cabine	5/9	83.84		75 1.25 psi
cabinet de toilette/compartiment de bagage	6/7	-		420 0.32 psi
Cabine/ boîte de débordement	5/10	75.2		-
Cabinet de toilette/ boîte de débordement	6/10	32.3		-
Sous cabine/ boîte de débordement	9/10	7*10.44=73.08		-
Sous le compartiment de bagage/ boîte de débordement	11/10	7*10.44=73.08		-
Ventre/cabinet de toilette	12/6	0.11		-
Ventre/compartiment arrière	12/8	768		-

Tableau.3 sections d'aérations et de panneaux de soufflage de Challenger 300.

***V.4.3. PRESSIONS ET TEMPERATURES INITIALES DES COMPARTIMENTS :***

Pour que le Challenger 300 puisse offrir la sécurité et le confort désiré par ses passagers, il est donc pressurisé à 1572 lb/ft<sup>2</sup>, c'est la pression qui règne à 8000 pieds, alors tout ses compartiments sont munis par cette pression, et une température adéquate qui vaut 519 Rankine (15°C).

Comme notre simulation de décompression est considérée à haute altitude (45000 pieds), les conditions atmosphériques à cette altitude sont 308 lb/ft<sup>2</sup> de pression et une température de 390 Rankine (-56.5°), sachant que l'extérieur de l'avion est considéré comme un autre compartiment de volume infini.

***V.5. RESULTATS DE LA SIMULATION ET INTERPRETATION :***

Dans cette partie de ce chapitre, nous nous présentons les résultats sous forme graphique, cette opération va nous aider à mieux comprendre les résultats obtenus dans la partie Output du programme et de bien les interpréter.

Les graphes donnés ci-dessous donnent la variation de la différence de pression appliquée sur les planchers qui se trouvent entre deux compartiments en fonction du temps.

Nous avons fait plusieurs simulations, dans chacune nous varions le compartiment dans lequel nous supposons une pénétration de section de 205 in<sup>2</sup> (1.423611 ft<sup>2</sup>) à lieu.

Les résultats obtenus sont tracés dans les graphes ci-après :

V.5.1. CAS D'UNE PENETRATION DANS LE 9<sup>EME</sup> COMPARTIMENT :

Considérant une ouverture de 205 in<sup>2</sup> au niveau de 9<sup>eme</sup> compartiment et cherchant le plancher pour lequel s'exerce une différence de pression maximale.

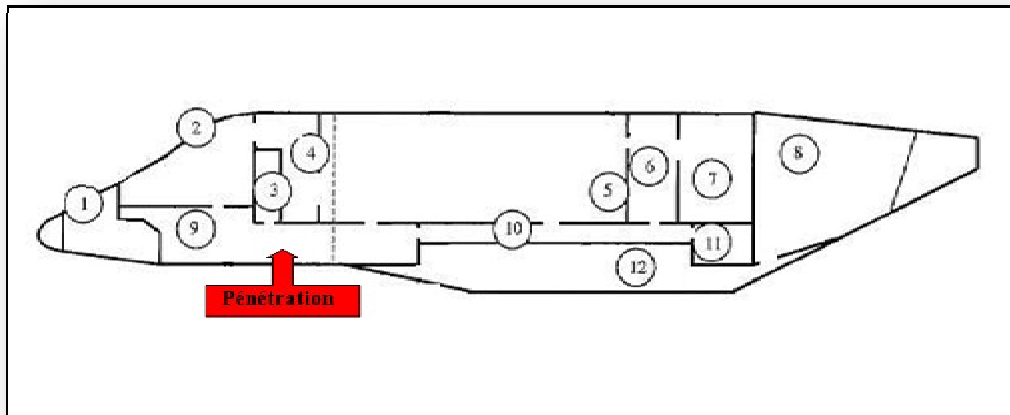
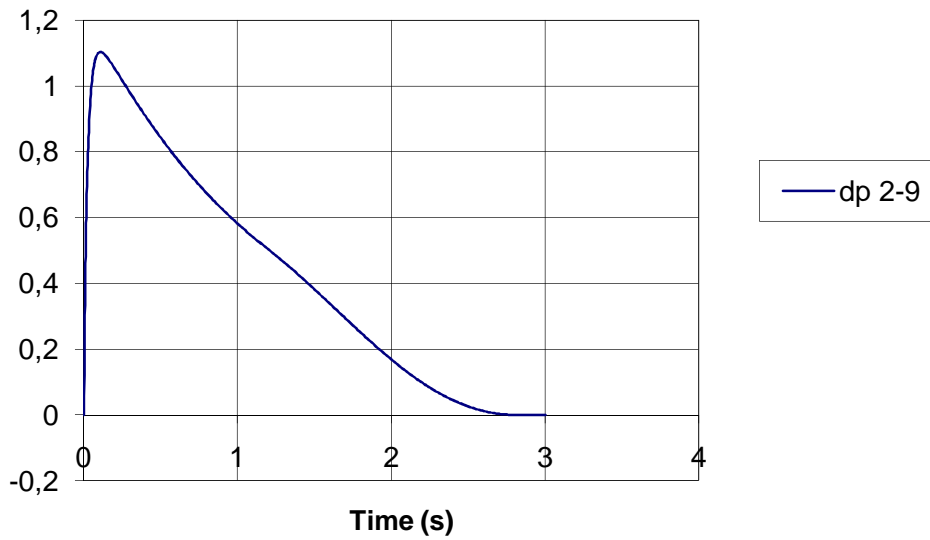


Figure 7 : Pénétration dans le compartiment 9

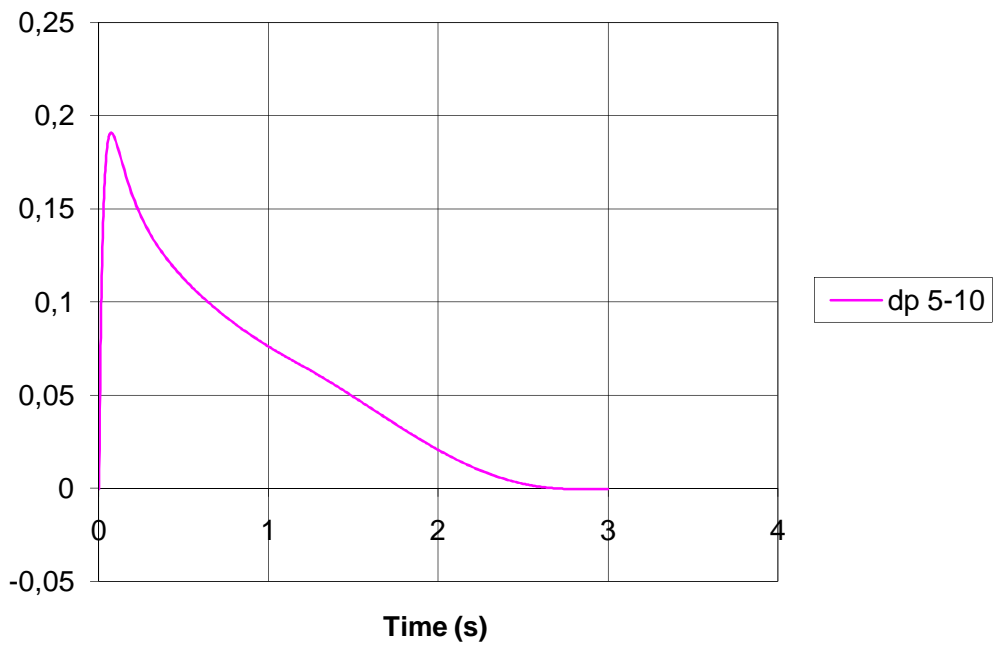
T14		f <sub>c</sub> = 205 * 0.006944																										
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T								
1	ncomp	13						CHALLENGER 300																				
2	time step	0.0001						45000 FT																				
3	niter	500		Initial																								
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft																						
5	Setup		id	T	P	V	INDEX	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	0								
6		1	Nose bay	519	1572	35	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0							
7	Resize	2	Cockpit	519	1572	152	2	0	0	0	8.9	0	0	0	0	0	0.6	0	0	0	0							
8		3	Avionic rack	519	1572	43	3	0	0	0	0	0	0	0	0	1.2	0	0	0	0	0							
9		4	Entry way	519	1572	123	4	0	8.9	0	0	24	0	0	0	0	0	0	0	0	0							
10		5	Cabin	519	1572	673	5	0	0	0	24	0	0.2	0	0	0.6	0.5	0	0	0	0							
11		6	Lavatory	519	1572	123	6	0	0	0	0	0.2	0	2.8	0	0	0.3	0	0	0	0							
12		7	Baggage bay	519	1572	135	7	0	0	0	0	0	2.8	0	0	0	0	0	0	0	0							
13		8	AM equipment	519	1572	401	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5.41	0							
14		9	underfloor	519	1572	126	9	0	0.6	1.2	0	0.6	0	0	0	0	0.5	0	0	1.424	0							
15		10	Between wing press	519	1572	17	10	0	0	0	0	0.5	0.3	0	0	0.5	0	0.5	0	0	0							
16		11	Baggage bay underf	519	1572	15	11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.5	0	0	0	0							
17		12	Belly	519	1572	107	12	0	0	0	0	0	0	0	0	5.4	0	0	0	0	0							
18		0	Ambiant	390	308	99999999	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1.4	0	0	0	0	0							

Figure 8 : Interface des données d'entrée.

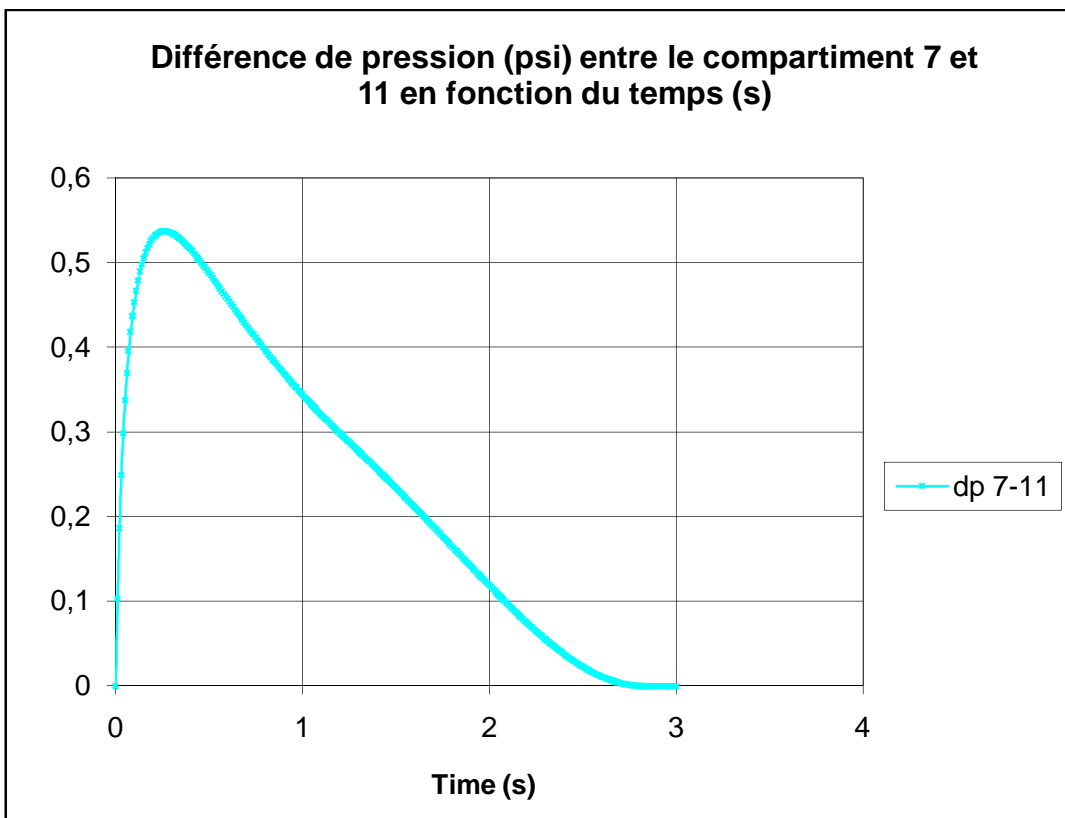
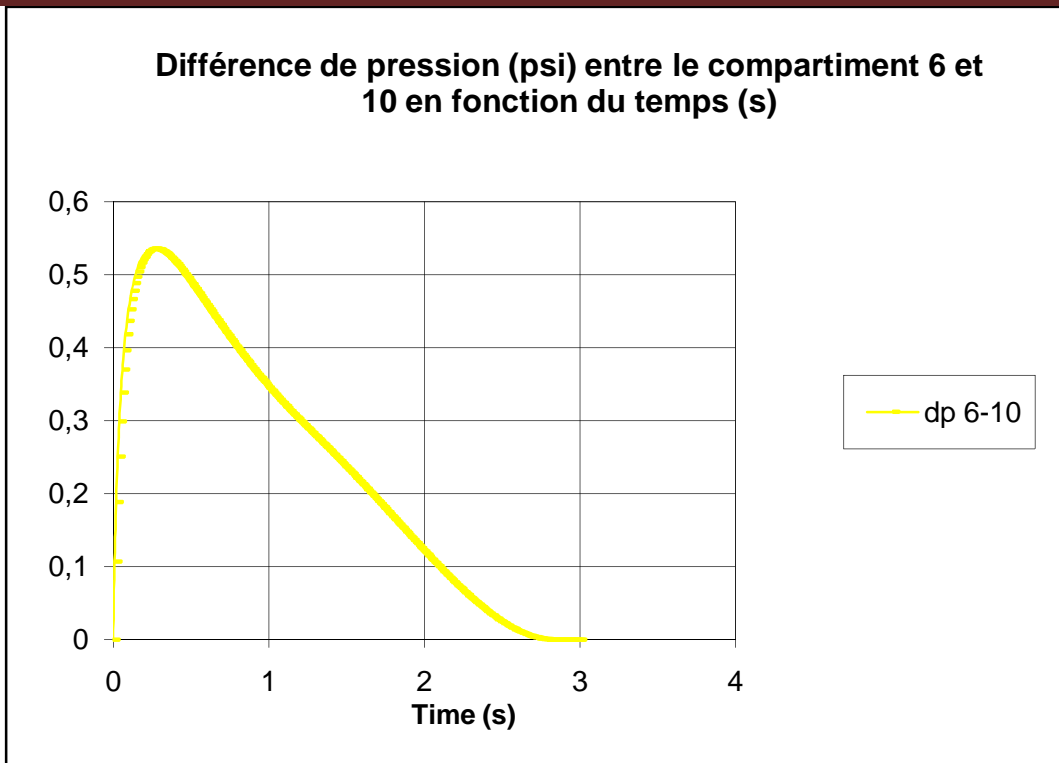
Différence de pression (psi) entre le compartiment 2 et 9 en fonction du temps (s)

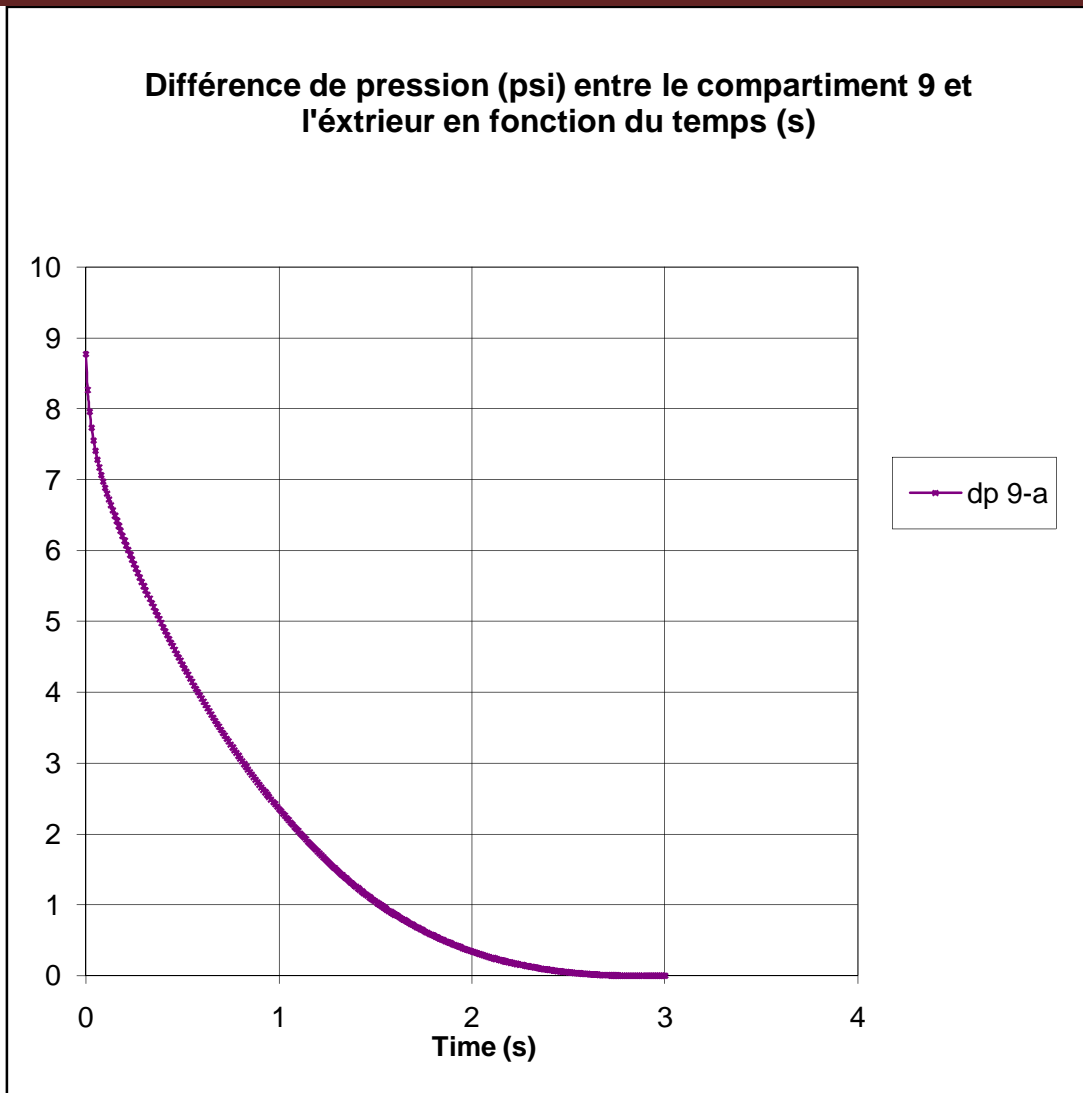


Différence de pression (psi) entre le compartiment 5 et 10 en fonction du temps (s)







**INTERPRETATION :**

Pour qu'on puisse mieux interpréter les résultats ci-dessus nous avons tracé tous ces courbes dans le même graphe et aussi visualisé le sens de l'écoulement entre les différents compartiments :

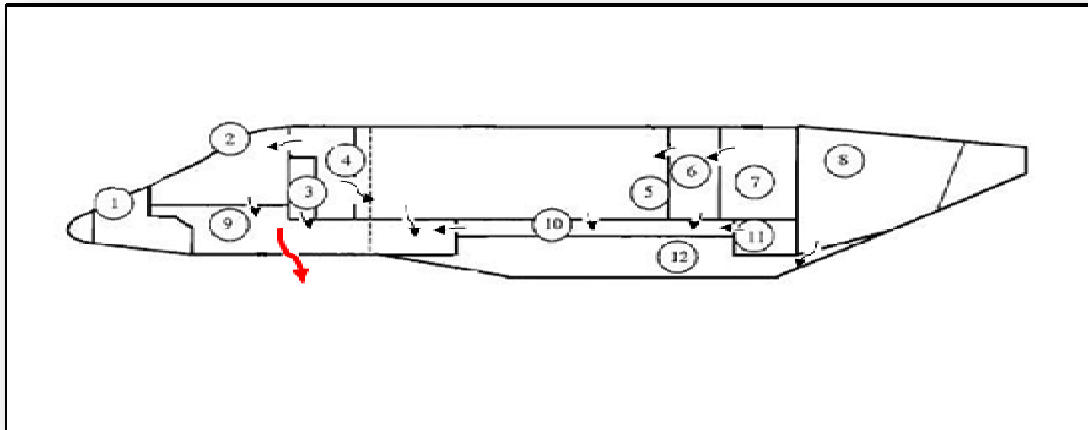
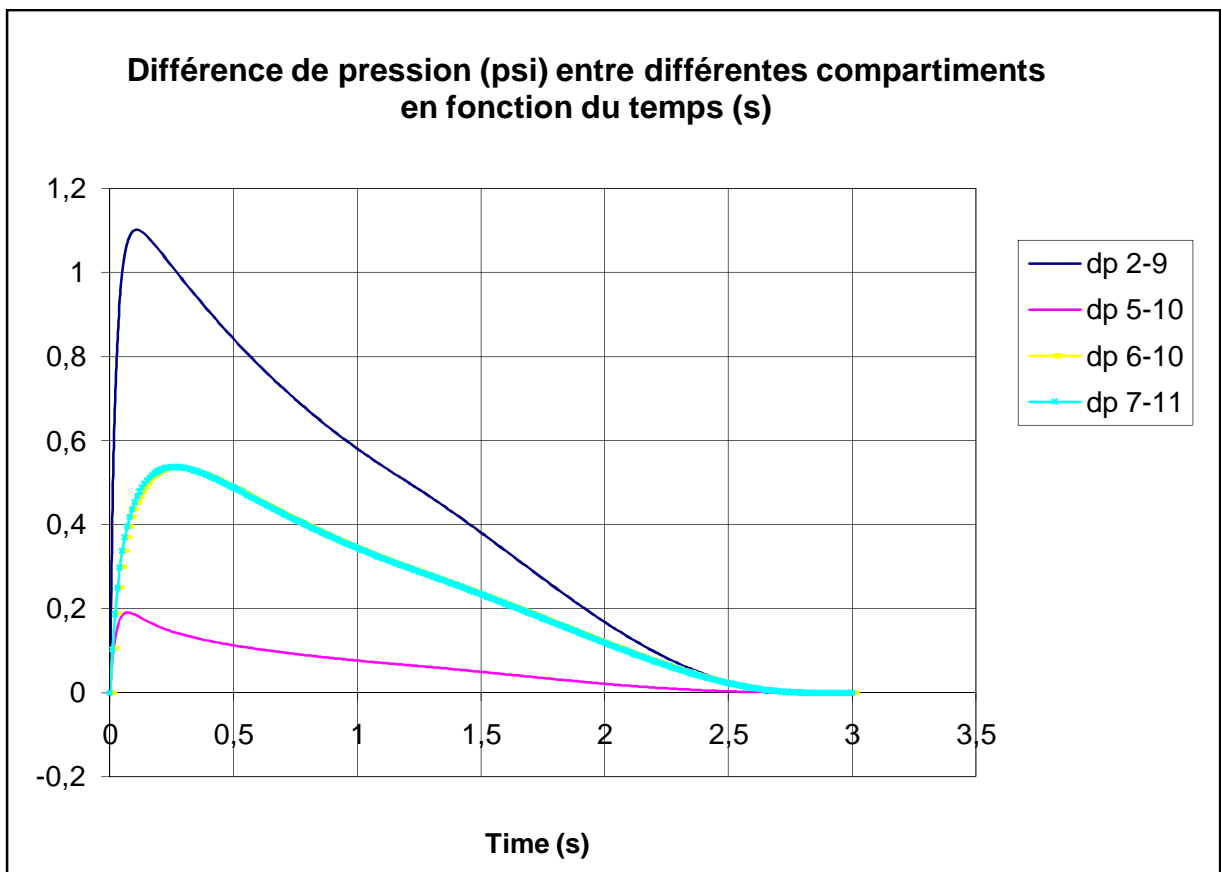


Figure 9 : visualisation de sens de l'écoulement



On constate d'après les graphes ci-dessus, que toutes les différences de pression ont le même allure présentant un pic aux premiers instants de la décompression, en suite elle diminue jusqu'à atteindre l'équilibre ou cette différence tend à être nulle, environ 3 seconds après le début de décompression.

Dans ce cas là (ouverture dans le compartiment 9), la différence de pression varie et sa valeur maximal vaut 1,102 psi (158.688 lb/ft<sup>2</sup>), elle s'exerce sur le plancher qui se trouve entre le compartiment 9 et 2.

Les raisons pour lesquelles la différence de pression est maximal dans cet endroit ; reviennent :

- Au contact direct entre ces deux compartiments donc l'écoulement dans le compartiment 2 se dirige brusquement vers le compartiment 9 comme indique la figure.
- à la petite section de passage d'air existante entre ces compartiments qui donne le temps à cette différence de pression de se bâtir.
- à la diminution rapide de pression dans le compartiment 9.

V.5.2. CAS D'UNE PENETRATION DANS LE 5<sup>eme</sup> COMPARTIMENT :

Considérant toujours une ouverture de 205 in<sup>2</sup> mais cette fois au niveau de 5<sup>eme</sup> compartiment (cabine des passagers), nous obtenons les résultats suivants :

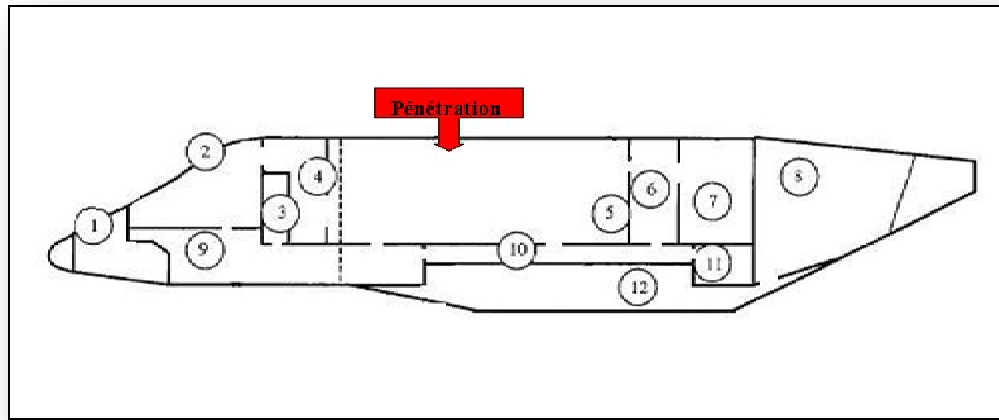
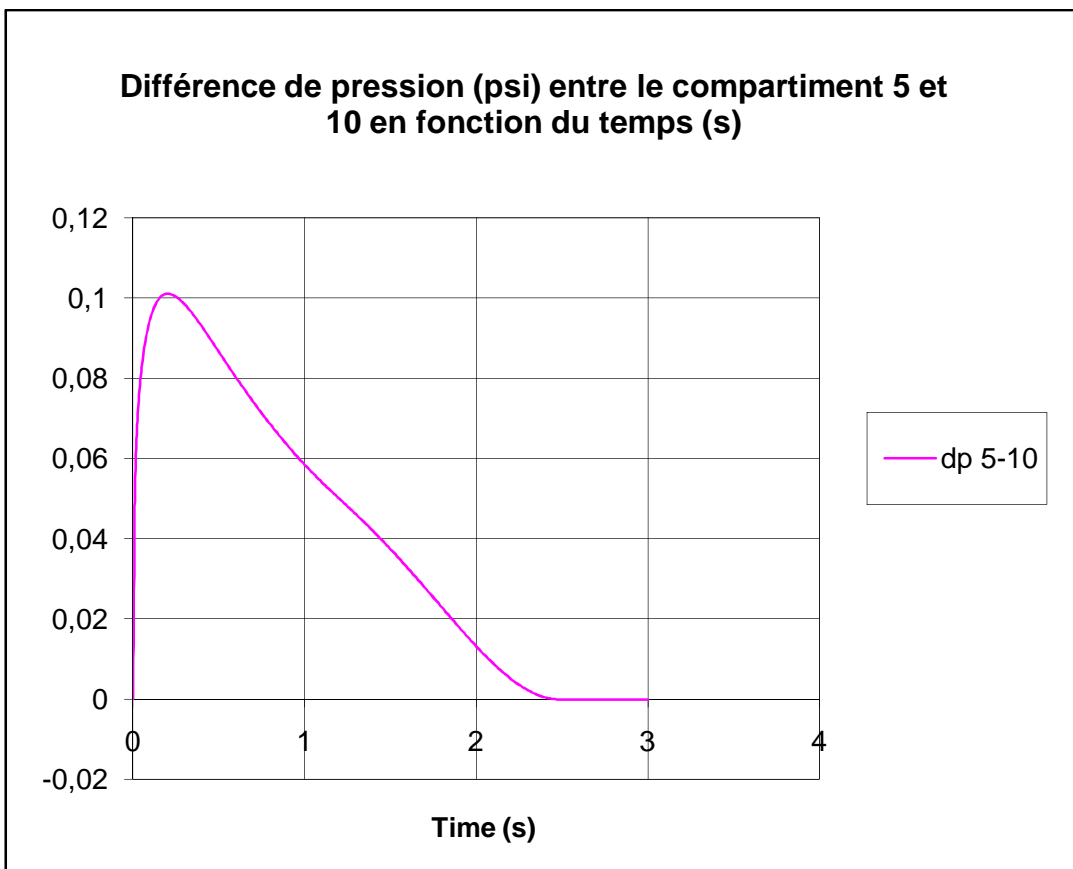
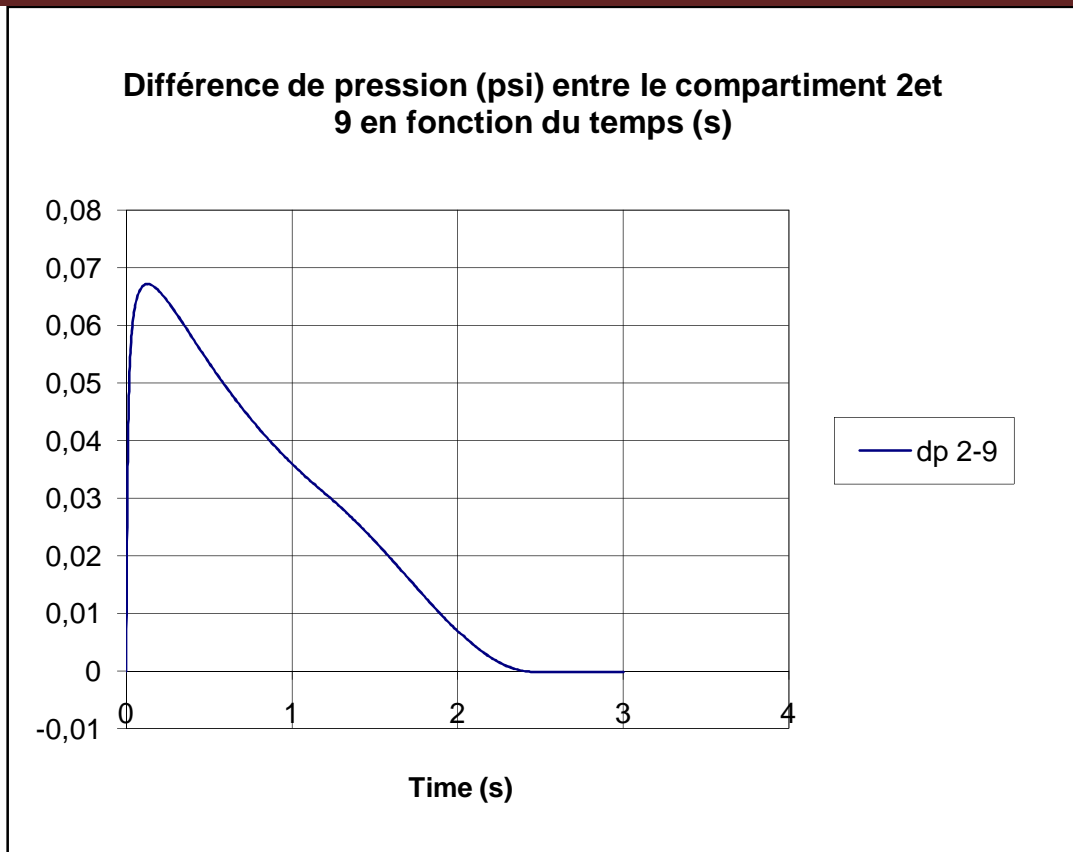
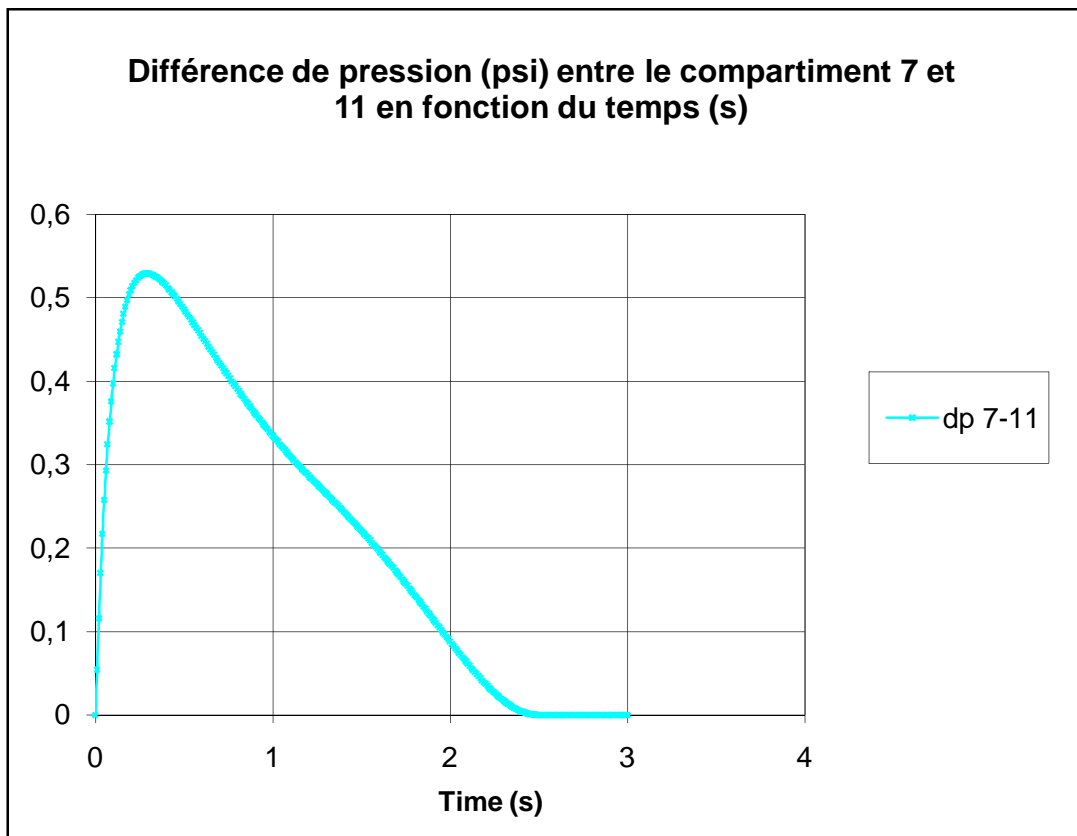
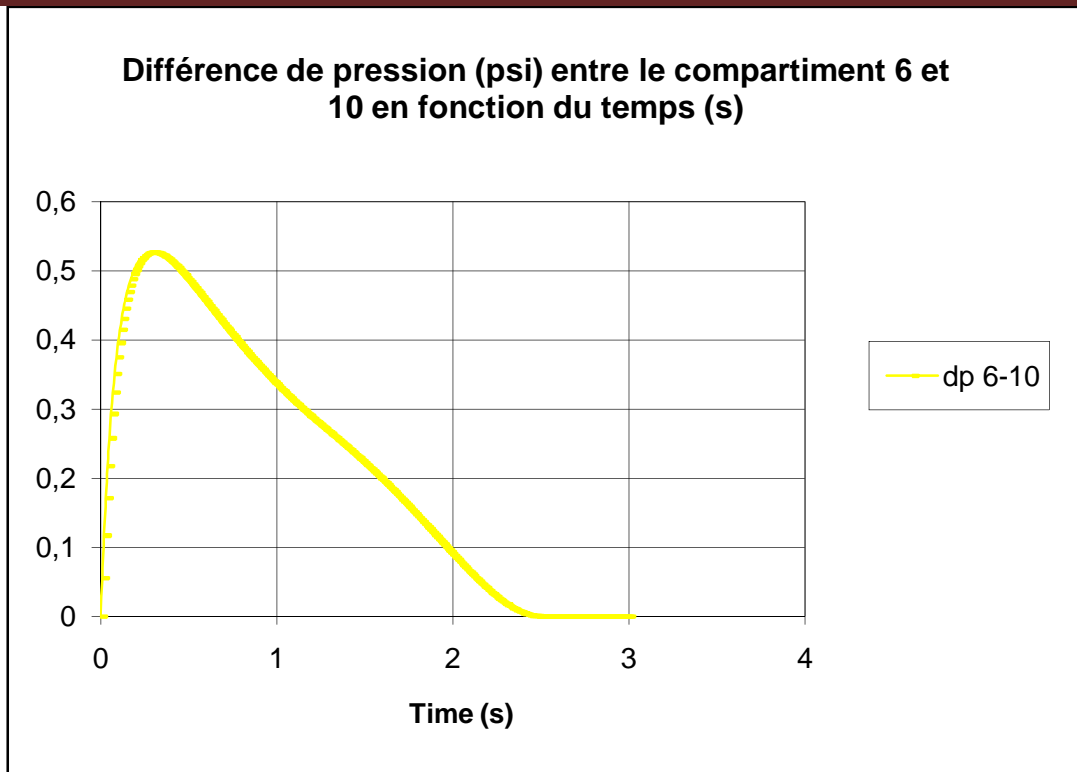


Figure 10: Pénétration dans le compartiment 5

T10		-205*0,006944		CHALLENGER 300																
1	ncomp	13																		
2	time step	0,0001																		
3	niter	325		Initial																
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft														
5	Setup		id	T	P	V	INDEX	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	0
6	1	Nose bay	519	1572	35	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	2	Colpitt	519	1572	152	2	0	0	0	8.9	0	0	0	0	0	0.6	0	0	0	0
8	3	Avionic rack	519	1572	43	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1.2	0	0	0	0
9	4	Entry way	519	1572	123	4	0	8.9	0	0	24	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	5	Cabin	519	1572	673	5	0	0	0	24	0	0.2	0	0	0.5	0.5	0	0	0	1.424
11	6	Lavatory	519	1572	123	6	0	0	0	0	0.2	0	2.8	0	0	0.3	0	0	0	0
12	7	Baggage bay	519	1572	135	7	0	0	0	0	0	2.8	0	0	0	0	0	0	0	0
13	8	Air equipment	519	1572	401	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5.41	0
14	9	underfloor	519	1572	128	9	0	0.6	1.2	0	0.6	0	0	0	0	0.5	0	0	0	0
15	10	Between wing press	519	1572	17	10	0	0	0	0	0.5	0.3	0	0	0.5	0	0.5	0	0	0
16	11	Baggage bay underf	519	1572	15	11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.5	0	0	0	0
17	12	Belly	519	1572	107	12	0	0	0	0	0	0	0	0	5.4	0	0	0	0	0
18	0	Ambiant	390	308	9999999	0	0	0	0	0	1.4	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Figure 11: interface des données d'entrée





INTERPRETATION :

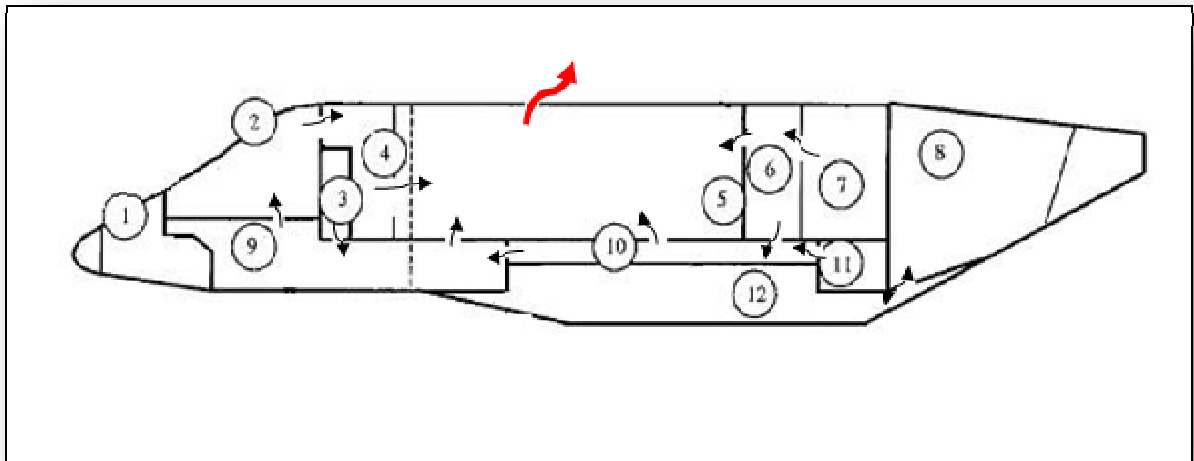
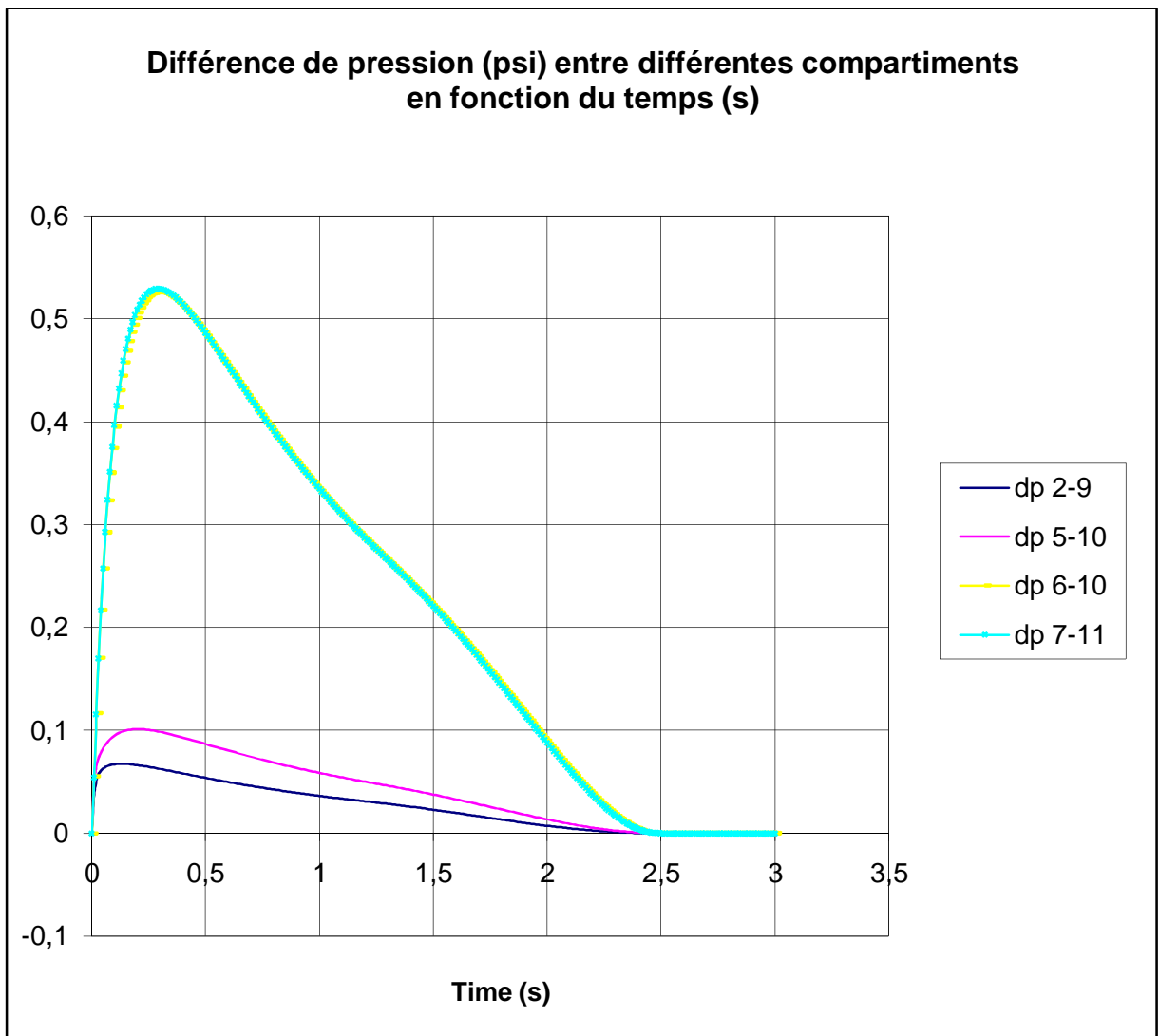


Figure 12: Visualisation de sens de l'écoulement





On remarque que la décompression est totale après environ 2,5 secondes

La différence de pression atteint sa valeur maximale 0.53 PSI au niveau de deux planchers, l'un existant entre le 6<sup>ème</sup> et le 10<sup>ème</sup> compartiment et l'autre qui se trouve entre le 7<sup>ème</sup> et le 11<sup>ème</sup>.

Dans ce cas là, on voit bien que la différence de pression maximale ne s'exerce pas au niveau de compartiment pénétré comme le cas précédent, mais dans un endroit différent.

La différence de pression entre le 5<sup>ème</sup> et le 10<sup>ème</sup> compartiment et entre le 2<sup>ème</sup> et le 9<sup>ème</sup> est faible et elle ne peut pas se bâtir, ce qui est du aux sections de passage d'air entre-compartiment qui sont plusieurs à ce niveau là, à travers lesquelles l'écoulement d'air se dirige vers plusieurs compartiments voisins en parallèle (voir figure 10), et par conséquent une diminution de la pression.

Par contre, la petite section de passage entre le 6<sup>ème</sup> et le 10<sup>ème</sup> compartiment et entre le 7<sup>ème</sup> et le 11<sup>ème</sup>, provoque l'augmentation de pression à ce niveau.

V.5.3. CAS D'UNE PENETRATION DANS LE 7<sup>EME</sup> COMPARTIMENT:

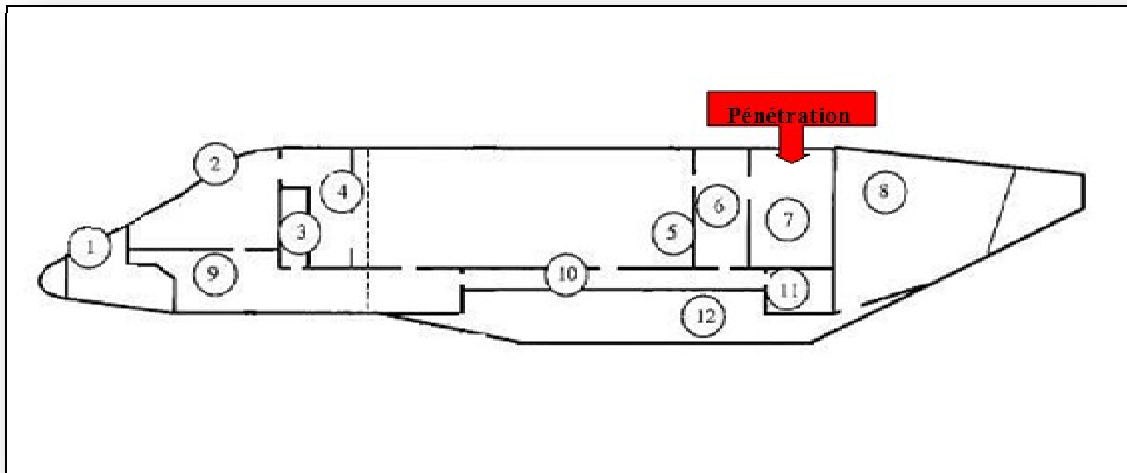
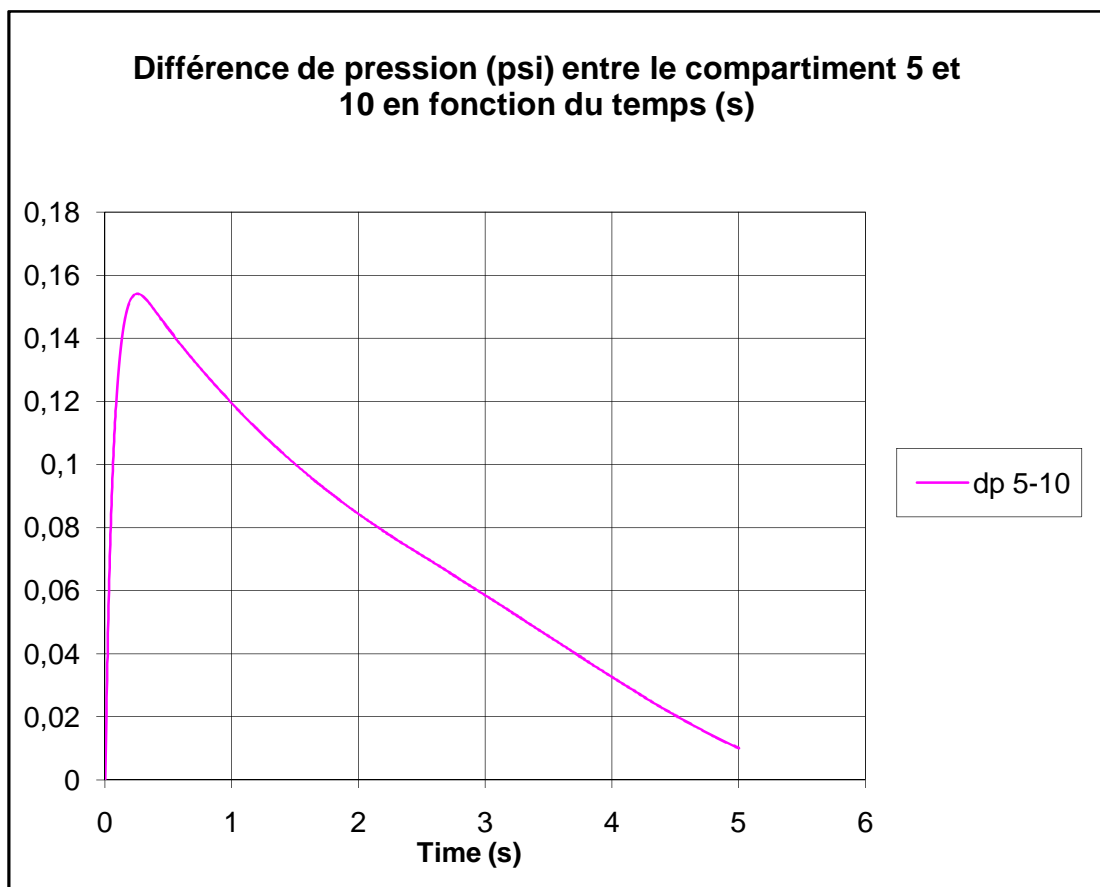
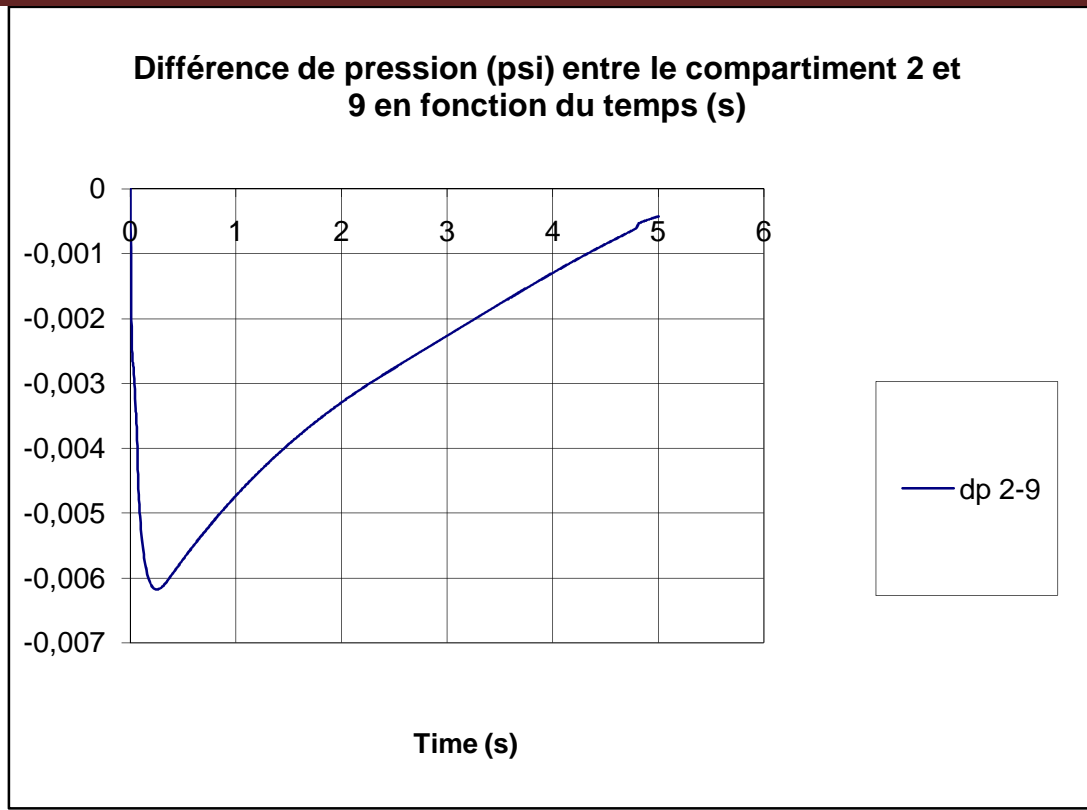
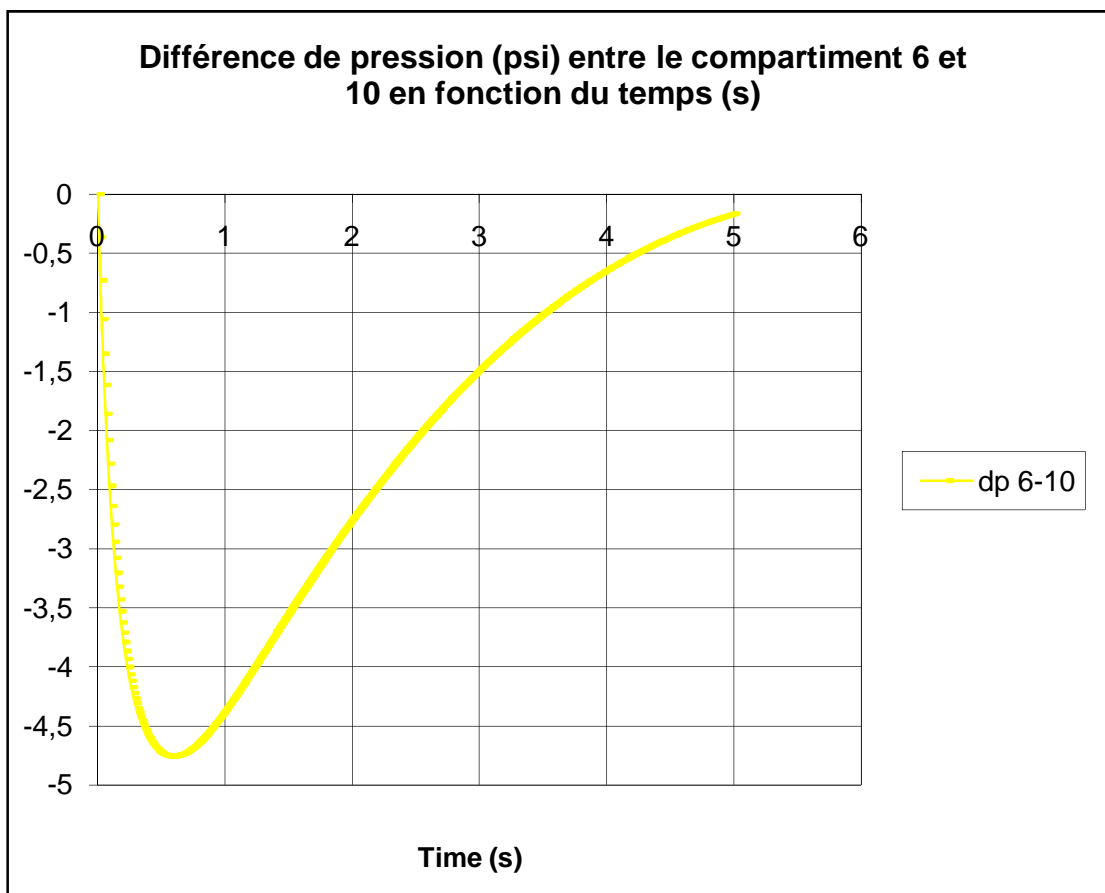
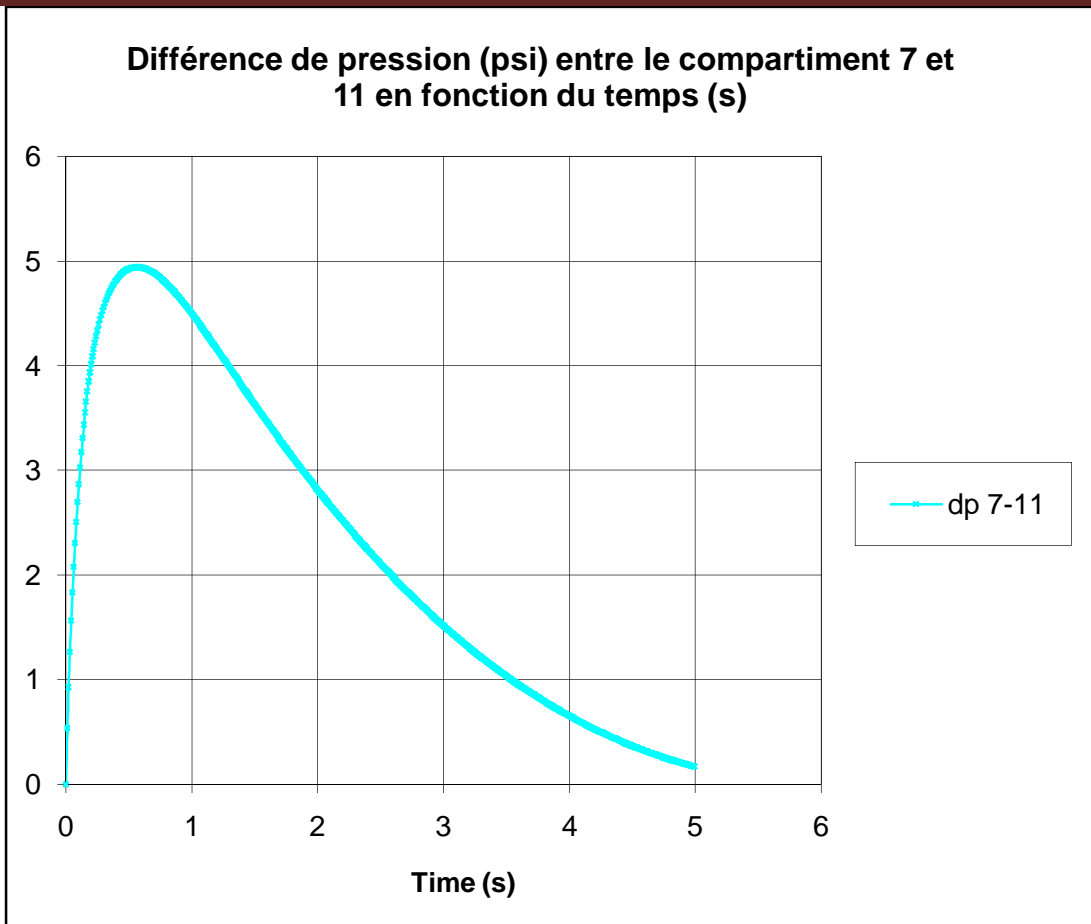


Figure 13: Pénétration dans le compartiment 7

T12		f <sub>r</sub> = 205°0,006944		CHALLENGER 300																
1	ncomp	13																		
2	time step	0,0001																		
3	niter	500		Initial																
4	nsamp	100		R	lb/sqft	cu ft														
5	Setup	id	T	P	V	INDEX	1	2	3	4	5	6	6	7	8	9	10	11	12	0
6	1	Nose bay	519	1572	35	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
7	2	Cockpit	519	1572	152	2	0	0	0	8,9	0	0	0	0	0	0,6	0	0	0	0
8	3	Avionic rack	519	1572	43	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1,2	0	0	0	0
9	4	Entry way	519	1572	123	4	0	8,9	0	0	24	0	0	0	0	0	0	0	0	0
10	5	Cabin	519	1572	673	5	0	0	0	24	0	0,2	0	0	0,6	0,6	0	0	0	0
11	6	Lavatory	519	1572	123	6	0	0	0	0	0,2	0	2,8	0	0	0,3	0	0	0	0
12	7	Baggage bay	519	1572	135	7	0	0	0	0	0	2,8	0	0	0	0	0	0	0	1,424
13	8	Aft equipment	519	1572	401	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5,41
14	9	underfloor	519	1572	128	9	0	0,6	1,2	0	0,6	0	0	0	0	0,6	0	0	0	0
15	10	Between wing press	519	1572	17	10	0	0	0	0	0,5	0,3	0	0	0,5	0	0,5	0	0	0
16	11	Baggage bay undert	519	1572	15	11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0,5	0	0	0	0
17	12	Belly	519	1572	107	12	0	0	0	0	0	0	0	0	5,4	0	0	0	0	0
18	0	Ambiant	390	308	99999999	0	0	0	0	0	0	0	0	1,4	0	0	0	0	0	0

Figure 14: Interface des données d'entrée.





INTERPRETATION :

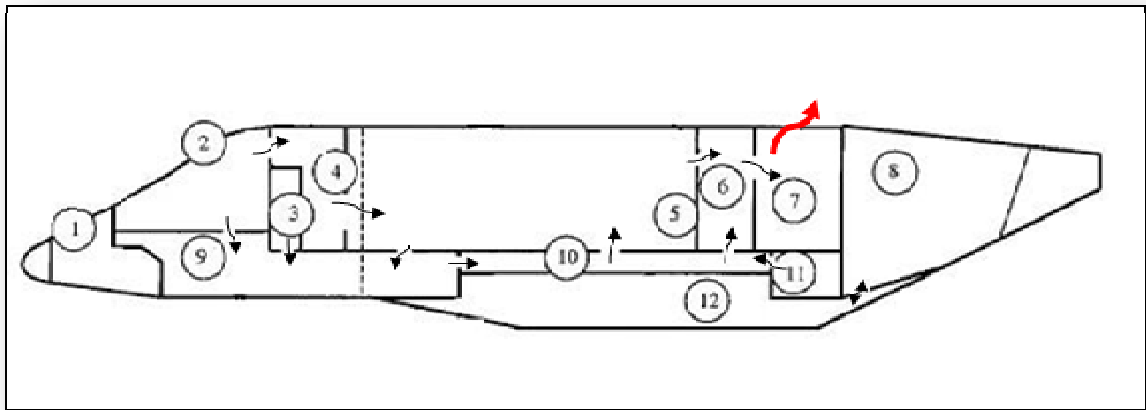
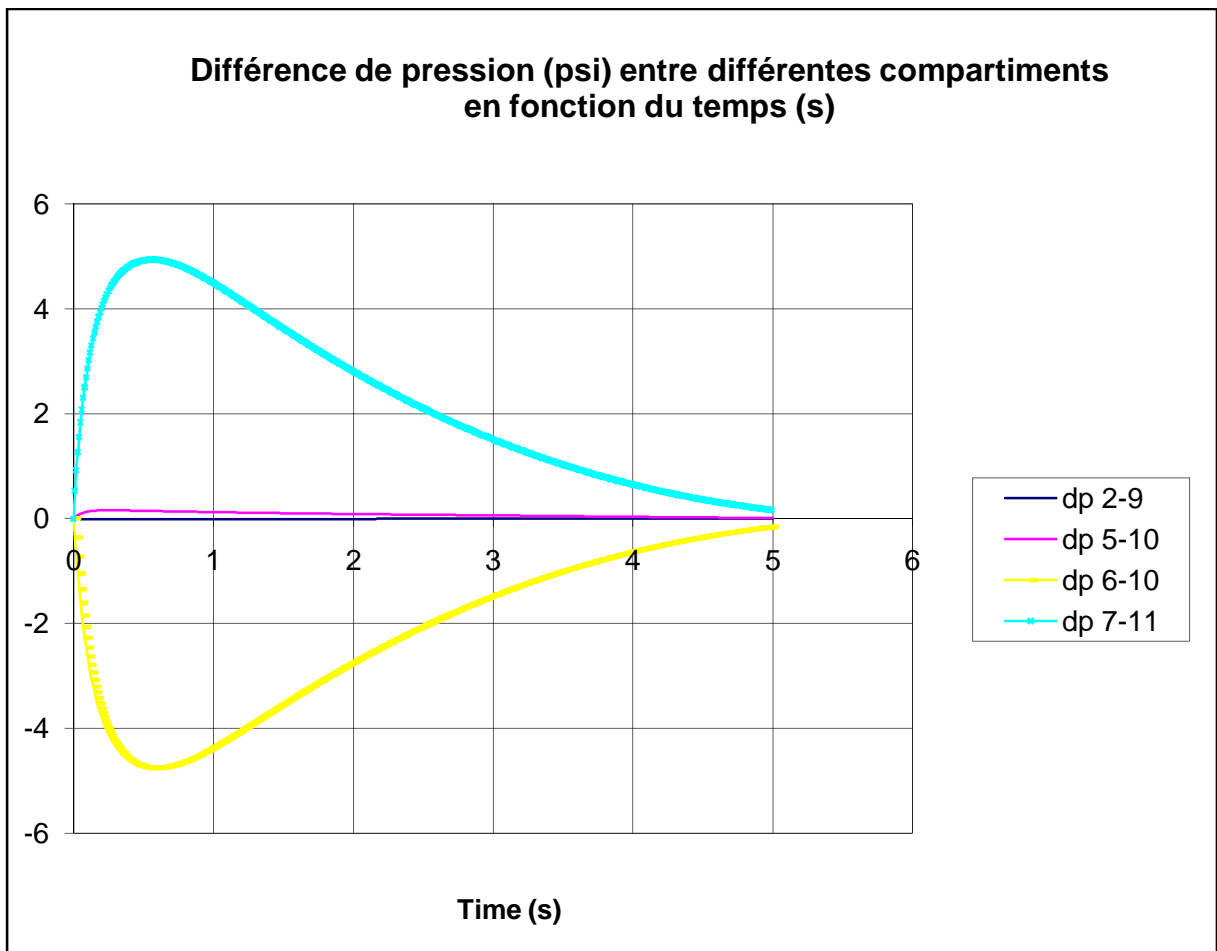


Figure 15 : visualisation du sens d'écoulement.



Dans le cas où nous avons une ouverture au niveau de 7<sup>ème</sup> compartiment, on note que la décompression sera totale au bout de 3 secondes après le début de décompression et qu'on a toujours le même scénario des cas précédents qui se répète dans toutes les courbes mais avec d'autres valeurs de différence de pression.

Une valeur de 5 PSI c'est la valeur maximale de la différence de pression qui peut atteindre dans ce cas, cette valeur de pression s'exerce sur les deux planchers, entre le 6<sup>eme</sup> et le 10<sup>eme</sup> compartiment et entre le 7<sup>eme</sup> et le 11<sup>eme</sup>.

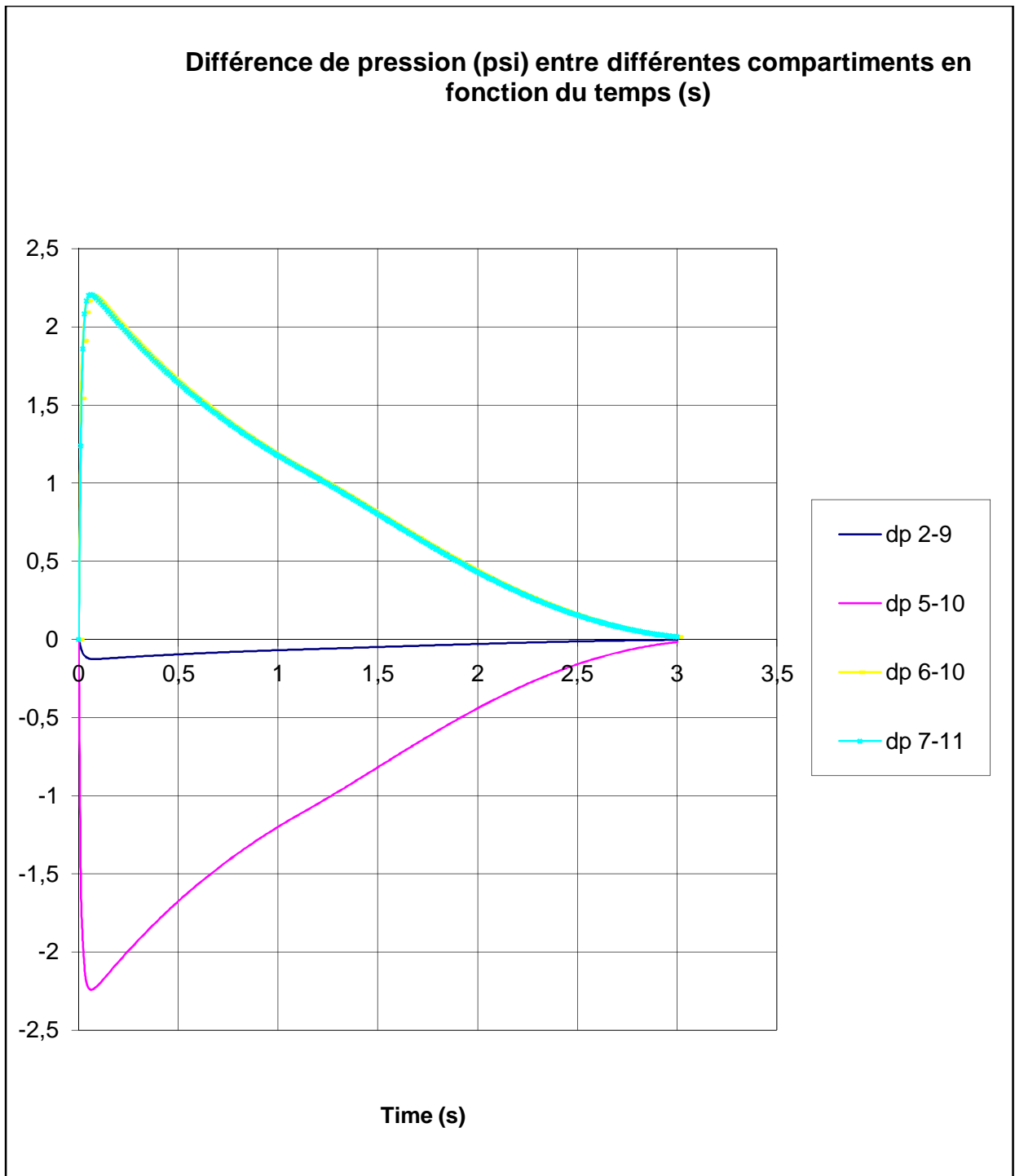
L'augmentation de la différence de pression à ces endroits revient toujours à la petite section de passage d'air qui se trouve à ce niveau et qui ne permet le refoulement de l'air que vers une seule direction.

Par contre, l'écoulement dans le compartiment 2 peut se diriger vers le compartiment 9, ou vers 4 ensuite 5 qui contient plusieurs contact avec d'autres compartiments (voir figure12), donc la pression ne peut pas se bâtir, c'est pourquoi la différence de pression est faible entre ces compartiments.

**V.5.4. CAS D'UNE PENETRATION DANS LE COMPARTIMENT 10 :**

T15		=205*0,006944		CHALLENGER 300													
time step		0.0001		45000 FT													
niter		500		Initial													
naamp		100		R lb/soq cu ft													
id	T	P	V	INDEX	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	0
1	Nose bay	519	1572	35	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	Cockpit	519	1572	152	2	0	0	0	8.9	0	0	0	0	0.6	0	0	0
3	Avionic rack	519	1572	43	3	0	0	0	0	0	0	0	1.2	0	0	0	
4	Entry way	519	1572	123	4	0	8.9	0	0	24	0	0	0	0	0	0	
6	Cabin	519	1572	673	5	0	0	0	24	0	0.2	0	0	0.6	0.6	0	
6	Lavatory	519	1572	123	6	0	0	0	0	0.2	0	2.8	0	0	0.3	0	
7	Baggage bay	519	1572	135	7	0	0	0	0	0	2.8	0	0	0	0	0	
8	Aft equipment	519	1572	401	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5.41	
9	underfloor	519	1572	128	9	0	0.6	1.2	0	0.6	0	0	0	0	0.6	0	
10	Between wing press	519	1572	17	10	0	0	0	0	0.5	0.3	0	0	0.5	0	0.5	
11	Baggage bay underf	519	1572	15	11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.5	0	
12	Belly	519	1572	107	12	0	0	0	0	0	0	0	5.4	0	0	0	
0	Ambiant	390	308	99999999	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1.4	0	0	

Figure 16: Interface des données d'entrée.

**Remarque :**

Nous avons pu faire d'autres cas de simulation mais on a basé sur ces trois cas (cas d'une ouverture dans le compartiment 5, 7 et 9), car les résultats des autres cas de simulation sont presque égaux aux résultats trouvés précédemment, par exemple ; la simulation en cas de pénétration dans le compartiment 2 ou 4 donne les mêmes résultats en cas de pénétration dans 5, aussi le 6<sup>ème</sup> compartiment avec le 7<sup>ème</sup>.

### V.6. INFLUENCE DE SECTION DU TROU DE PENETRATION :

Dans cette section de ce chapitre, nous allons voir comment la géométrie et la dimension du trou de pénétration peut influencer sur le profil de différence de pression sur le plancher, pour cela nous allons faire plusieurs simulations avec des différentes sections du trou de pénétration sur le même compartiment, soit la cabine des passagers (le 5<sup>ème</sup> compartiment).

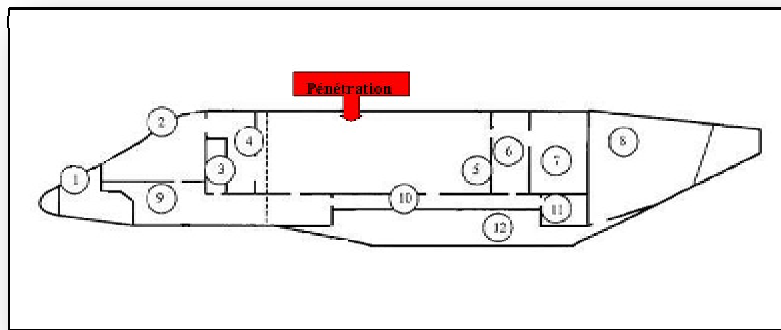
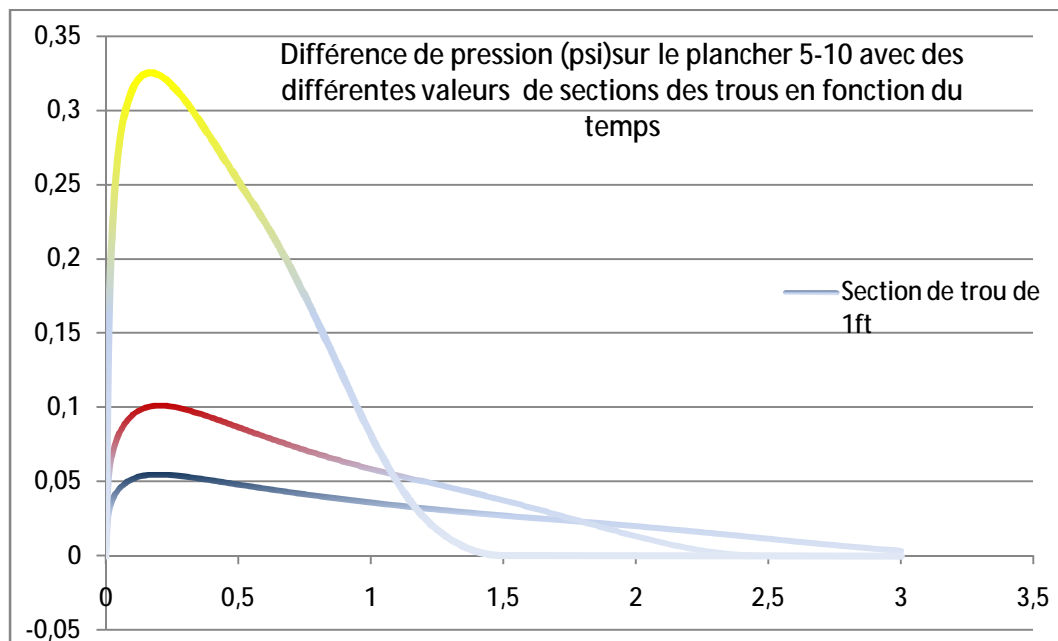


Figure 17: Pénétration dans la cabine des passagers

Nous avons fait trois simulations avec les sections des trous suivantes, 1, 1.42, 3 pieds<sup>2</sup> et qui nous ont permis de tracer le graphe suivant :



#### INTERPRETATION :

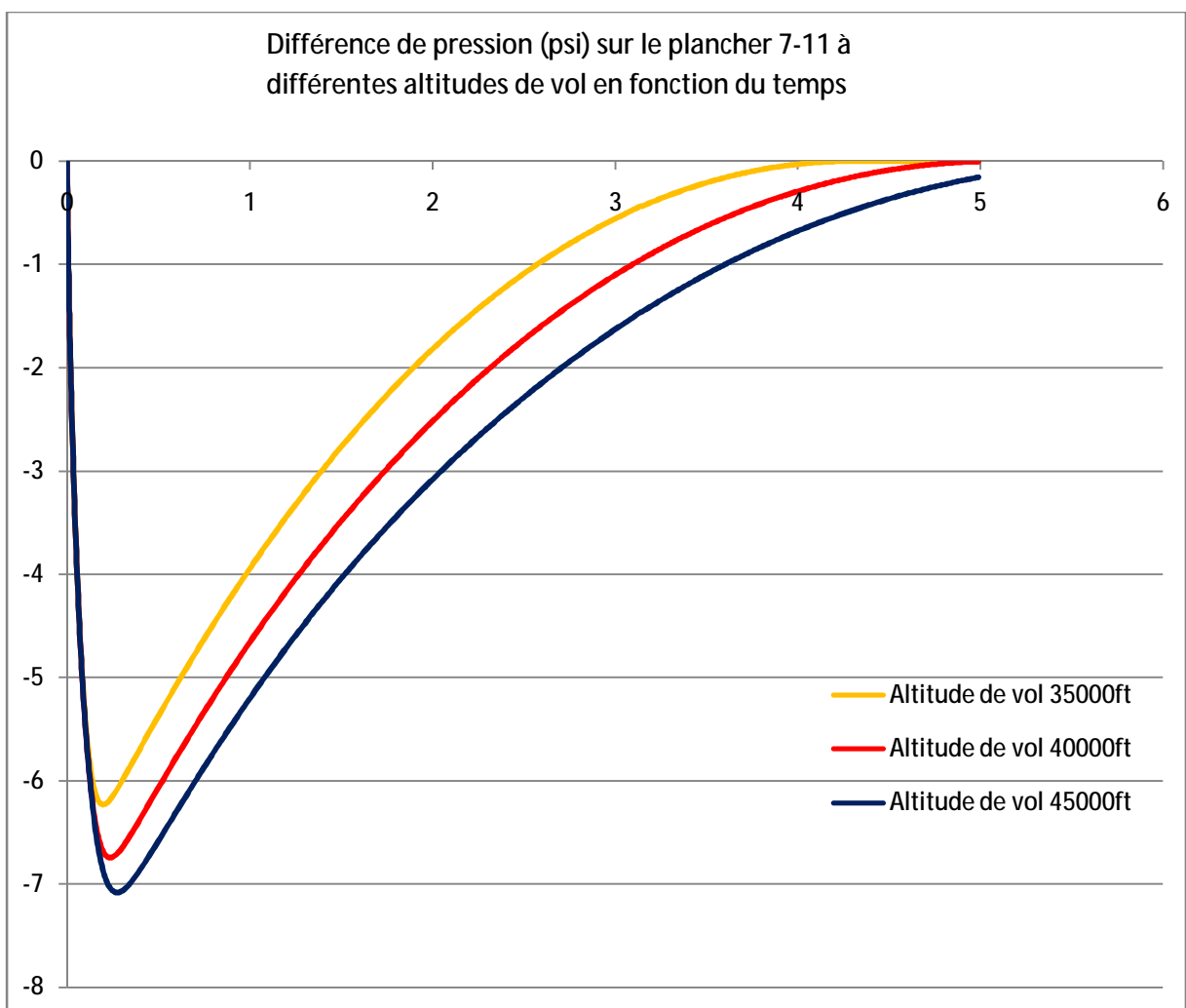
D'après ce graphe, nous remarquons qu'une variation dans la section du trou de pénétration influe essentiellement sur deux paramètres, la différence de pression exercée sur le plancher et le temps pour aboutir la décompression totale.



Notant que, la dimension de la section du trou de pénétration est proportionnelle avec la différence de pression appliquée sur les planchers, et elle est inversement proportionnelle avec le temps de décompression.

### V.7. INFLUENCE DES PRESSIONS INITIALES DES COMPARTIMENTS :

Dans cette partie, nous voulons connaître l'influence de la pression initiale de l'extérieur sur le profil de différences de pression. Puisque la pression atmosphérique varie avec l'altitude, nous allons faire plusieurs simulations à des altitudes de vol différentes soient à 45000, 40000 et 35000 pieds sur le même compartiment (la cabine des passagers), et avec la même section du trou de pénétration soit 432 inch<sup>2</sup> (3ft<sup>2</sup>).



### INTERPRETATION :

Le graphe ci-dessus montre qu'un changement d'altitude s'accompagne forcément par une variation de profil de différence de pression appliquée sur le plancher et aussi par un changement de temps de décompression, cette variation est proportionnelle.

**CONCLUSION :**

La simulation de toutes les possibilités de la décompression rapide, nous a pu permet d'obtenir un profil de différence de pression sur le plancher du Bombardier challenger 300 de l'avant à l'arrière de la cabine pressurisé. Ce profil dépend essentiellement de trois paramètres :

- Les pressions initiales avant la décompression, autrement dit les altitudes de vols,
- Les volumes des compartiments.
- Les sections des trous de pénétration.

Le profil de pression est indispensable lors de la conception et le dimensionnement du plancher. Car, il faut savoir qu'un des requis de dimensionnement et de certification du plancher est de ne pas s'effondre lors de la décompression rapide

# Conclusion

## CONCLUSION

---

### **CONCLUSION:**

Cette étude nous a permis d'élaborer un programme en langage VBA qui servent à calculer lors de phénomène d'une décompression rapide à haute altitude la différence de pression qui s'exerce sur les planchers qui se trouvent entre les différents compartiments pressurisés d'un avion quelconque, et par suite déduire le plancher qui subit la valeur maximale de cette différence, ainsi calculer le temps qu'il faut pour que cette décompression soit totale.

Le programme développé dans ce travail, présenté dans le quatrième chapitre, a été validé en l'appliquant sur un exemple d'un avion à trois compartiments pour lequel on dispose des résultats de comparaison. Ce test a permis d'effectuer une vérification du bon déroulement de programme et il nous a permis de l'appliquer dans des cas similaires.

Nous avons ensuite fait une application de simulation d'une décompression rapide à haute altitude au Bombardier Challenger 300, considérant à chaque simulation une pénétration dans un seul compartiment et voir les conséquences sur les douze compartiments de cet avion. Les résultats trouvés sont représentés en termes de courbes exprimant la distribution de la différence de pression entre les différents compartiments de l'avion en fonction du temps.

Les points les plus importants de ces résultats sont :

Une brusque augmentation de la différence de pression juste après le début de phénomène ensuite une diminution progressive jusqu'à atteindre l'équilibre à une valeur très proche de zéro après quelques secondes de début de décompression.

Ce scénario se réalise d'une manière rapide et se répète dans toutes les simulations faites, mais les valeurs des différences de pression et de temps de décompression varient d'un cas un autre.

Le cas d'une pénétration dans le compartiment de bagage ou le compartiment arrière et même dans le cabinet de toilette, va générer :

- Une différence de pression très grande.
- Un temps de décompression élevé qui peut aller jusqu'à six (6) secondes, et par suite nous avons besoin dans ce cas un nombre d'itération plus grand que dans les autres cas, il est au bout de 500 itérations.

## CONCLUSION

---

Donc les planchers qui ont besoin d'être renforcées sont les planchers qui se trouvent au voisinage de ces compartiments.

Le cas d'une pénétration dans des autres compartiments qui sont en contact avec l'extérieur n'empêchera pas la décompression mais elle donne des valeurs des différences de pression plus faibles, un court temps de décompression, et un nombre d'itération qui est faible aussi.

L'évolution des différences de pressions dépendent des volumes des compartiments et des sections de passage d'air existantes entre eux et des pressions initiales dans chaque compartiment.

Enfin, les résultats obtenus dans cette étude permettent de conclure qu'une telle approche est intéressante pour la conception des planchers et des cloisons dans un avion, de telle sorte qu'ils peuvent résister à des valeurs critiques de différence de pression.

# Bibliographie

# BLIOGRAPHIE

N°	Référence	Nom De L'auteur	Type
[1]	Aircraft Accident Report _ Helios Airways Flight Hcy522 Boeing 737-31s _ At Grammatiko, Hellas _On 14 August 2005	Air Accident Investigation & Aviation Safety Board (AAIASB)	Rapport
[2]	Aircraft Maintenance Manuel Boeing	Boeing	Manual
[3]	Aircraft Maintenance Manuel Airbus A330	Air Bus	Manual
[4]	Aircraft Accident Report. American Airlines, Incorporated Mcdonnell Douglas Dc-10-10, N103aa Near Windsor ,Ontario , Canada, June 12 , 1972	NTSB	Rapport
[5]	Analysis Decompression Report (Report No.: Atm006-1164 ; Revision: Nc ; Date: 13-Dec-00)	Bombardier Completion Centre Inc	Rapport
[6]	Aviation Dictionnaire		Dictionnaire
[7]	Ac 61-107a - Operations Of Aircraft At Altitudes Above 25,000 Feet Msl And/Or Mach Numbers (Mmo) Greater Than .75 _Septembre 2003	Department Of Transportation Federal Aviation Administration 1/2/03 Initiated By: Afs-820	Rapport
[8]	Boeing Performance _ Atmosphere (D6-1420 May 1989)		Rapport
[9]	Challenger_300_Factsheet		Catalogue
[10]	Challenger 300 Business Aircraft (Manual Bd100_Interieur)	Bombardier	Manual
[11]	Commercial Airliner Environmental Control System	Engineering Aspects Of Cabin Air Quality Elwood H. Hunt, Dr. Don H. Reid, David R. Space And Dr. Fred E. Tilton	Article
[12]	Déformation De Fuselage Au Moment De La Pressurisation		Thèse
[13]	Decompression Of A Pressurized Cabin, Canadian Aeronautics And Space Journal, December 1963.	Mavriplis. F,	Article
[14]	Journal Of The Aviation Medical Societies Of Australia And New Zealand		Article
[15]	Microsoft Excel 2002 Visual Basic Pour Applications	Reed Jacobson	Livre
[16]	Rapid Decompression In Aircraft (Am24_2decompression )	Dr Rob Griffiths	Article
[17]	Rapid (Explosive) Decompression Emergencies In Pressure Suited Subjects	Emanuel .M. Roth, M.D.	Livre
[18]	Rapid Decompression In A Supersonic Trainer Aircraft	By Flt. Lt. M. B. Dikshit	Rapport
[19]	Sci-Tech Dictionnaire		Dictionnaire
[10]	The International Standard Atmosphere (ISA)	Mustafa Cavcar* Anadlou University,26470 Eskisehir, Turkey	Article
[22]	Jane's All The World's Aircraft 2004-2005	Paul Jackson MRAeS	Livre
[S1]	<a href="http://www.ac-reims.fr/datice/sc_physiques/docs/lyc/2/avion.htm">http://www.ac-reims.fr/datice/sc_physiques/docs/lyc/2/avion.htm</a>		Site
[S2]	<a href="http://www.amsanz.org.nz/">http://www.amsanz.org.nz/</a>		Site
[S3]	<a href="http://www.answers.com/topic/explosive-decompression#cite_ref-faa-ops_0-3">http://www.answers.com/topic/explosive-decompression#cite_ref-faa-ops_0-3</a>		Site
[S4]	<a href="http://www.aviation-fr.info/">http://www.aviation-fr.info/</a>		Site
[S5]	<a href="http://www.en.wikipedia.org/wiki/uncontrolled_decompression">http://www.en.wikipedia.org/wiki/uncontrolled_decompression</a>		Site
[S6]	<a href="http://www.flightsimaviation.com/data/fars/part_23-841.html">http://www.flightsimaviation.com/data/fars/part_23-841.html</a>		Site
[S7]	<a href="http://www.flightsimaviation.com/data/fars/part_25-365.html">http://www.flightsimaviation.com/data/fars/part_25-365.html</a>		Site
[S8]	<a href="http://www.jlaroche.com/cqfa/280-bup/bup_faq.htm#q4">http://www.jlaroche.com/cqfa/280-bup/bup_faq.htm#q4</a>		Site
[S9]	<a href="http://www.limsi.fr/">http://www.limsi.fr/</a>		Site
[S10]	<a href="http://www.meteobell.com/">http://www.meteobell.com/</a>		Site