TABLE DES MATIÈRES

Page

INTRODUCTION 1

CHAPITRE 1 ÉTAT DES CONNAISSANCES 5
1.1 Les aérodynes en fin de vie 5
1.1.1 Pratiques observées 7
1.1.2 Étapes de traitement 10
1.1.3 Sécurisation d'un appareil en fin de vie 11
1.2 Circuits et fluides hydrauliques 13
1.2.1 Caractéristiques des fluides 15
1.2.2 Récupération et le traitement des fluides 16
1.2.3 Propriétés hydrauliques 17

CHAPITRE 2 MÉTHODOLOGIE 19
2.1 Évaluation du taux d'enlèvement en fonction du temps de mise sous pression 19
2.1.1 Géométrie et caractéristiques 20
2.1.2 Protocole de mesure 21
2.1.3 Matériel et mesures 22
2.2 Comportement hydraulique du fluide dans des canalisations d'avion 23
2.2.1 Vitesse moyenne du fluide dans une canalisation 24
2.2.2 Effet des pertes de charge singulières sur l'écoulement 26
2.3 Mise en pratique sur un circuit d'hélicoptère 28
2.3.1 Principe du pilote 28
2.3.2 Protocole de mesure 30

CHAPITRE 3 RÉSULTATS ET ANALYSES 31
3.1 Évolution du taux de fluide récupéré du circuit de laboratoire 31
3.1.1 Construction du pilote de laboratoire 31
3.1.2 Taux de récupération du fluide dans le circuit de laboratoire 33
3.2 Expérimentation sur des circuits partiels d'avions 35
3.2.1 Évolution de la vitesse moyenne du fluide dans un circuit 35
3.2.2 Application du théorème de Bernoulli 38
3.3 Application au circuit hydraulique d'un hélicoptère 41
3.3.1 Fonctionnement du circuit 41
3.3.2 Expérimentation de vidange 42

CHAPITRE 4 DISCUSSION 47
4.1 Analyse et interprétation des résultats 47
4.2 Opérationnalisation du processus pour les aérodynes 50
4.3 Stratégies et recommandations 52

CONCLUSION 55

ANNEXE I PRÉSENTATION DES SECTIONS DE CANALISATIONS HYDRAULIQUES D'AVIONS 57

ANNEXE II RELEVÉ DES DONNÉES OBTENUES PAR LE PILOTE PRÉLIMINAIRE DE LABORATOIRE 61

BIBLIOGRAPHIE 67

LISTE DES TABLEAUX

Page

Tableau 1.1 Récapitulatif des fluides et leur quantité dans un avion de type A310 13

Tableau 2.1 Matériel spécifique à la manipulation 22

Tableau 2.2 Récapitulatif des sections de circuit hydraulique d'avion choisies 23

Tableau 2.3 Composition des configurations de circuits pour la vitesse moyenne 24

Tableau 2.4 Composition des configurations de circuits pour les pertes de charge 26

Tableau 2.5 Récapitulatif des prises de mesures de pertes de charge.....28

Tableau 3.1 Relevé des durées de circulation d'huile pour les différentes configurations 36

Tableau 3.2 Pertes de charges des configurations des circuits en fonction de leur hauteur de chute 39

LISTE DES FIGURES

Page

Figure 1.1 Graphique de l'évolution de la flotte mondiale des avions passagers (>100 places) et fret (>10 tonnes) 6

Figure 1.2 Photo satellite d'une zone de stockage d'avion militaire 8

Figure 1.3 Étendue du réseau hydraulique d'un avion de 100 places 14

Figure 1.4 Visualisation des paramètres impliqués dans la relation généralisée de Bernoulli 18

Figure 2.1 Schéma de principe du pilote de laboratoire 20

Figure 2.2 Schéma du pilote de vitesse moyenne dans les canalisations d'avion 25

Figure 2.3 Schéma du pilote d'évaluation de pertes de charge 27

Figure 2.4 Schéma de principe du pilote adapté au circuit d'hélicoptère 29

Figure 3.1 Photo du pilote et son circuit en polyéthylène 32

Figure 3.2 Classement des essais selon leur taux d'erreur 33

Figure 3.3 Courbe de tendance d'évolution du taux de récupération en fonction du temps 34

Figure 3.4 Évolution du temps de parcours du fluide pour différentes longueurs de circuits 37

Figure 3.5 Graphique de pertes de charge en fonction de la hauteur de chute et ajout d'un double coude à 90° 40

Figure 3.6 Principe de fonctionnement d'un circuit hydraulique d'hélicoptère 42

Figure 3.7 Photo du pilote avec le circuit d'hélicoptère 43

Figure 3.8 Graphique des taux de récupération de vidange des 2 parties du circuit d'hélicoptère 44

Figure 4.1 Taux de récupération de fluide d'un circuit à quatre boucles par rapport à un circuit à deux boucles 48

Figure 4.2 Comparaison de l'évolution du taux de récupération du circuit en polyéthylène et d'hélicoptère 49

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AFRA	Aircraft fleet recycling association
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique du Québec
EPI	Équipements de Protection Individuelle
PAMELA	Process for advanced management of end-of-life aircraft
STEPPE	Station expérimentale des procédés pilotes en environnement

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

$m.s^{-1}$	Mètre par seconde
$m.s^{-2}$	Mètre par seconde carrée
$kg.m^{-3}$	Kilogrammes par mètre cube
MJ	Mégajoule
$MJ.kg^{-1}$	Mégajoule par kilogramme
PSI	*Pound per Square Inch*, livre par pouce carré

Conversion :

1 PSI = 6894,76 $N.m^{-2}$ = 0,069 bar

INTRODUCTION

Une mise en marché massive d'avions et d'hélicoptères, commerciaux et militaires, à la fin des années 1970 amène les producteurs et les gouvernements à faire front au traitement de la fin de vie de ces appareils depuis quelques années. Les milliers d'avions en fin de vie stockés dans les déserts d'Arizona, USA (Dailymail, 2010) et le projet PAMELA (Process for the Advanced Management of End-of-Life Aircraft) mené par Airbus au début de l'année 2005 (Airbus, 2013) illustrent que la gestion des aérodynes en fin de vie est un sujet complexe et d'actualité sur lequel les gouvernements et les constructeurs désirent se pencher.

Les dimensions importantes de la plupart des avions commerciaux, la multitude d'éléments les composant, les masses mises en cause, et la spécificité du domaine aéronautique induisent des installations et des procédés adaptés pour traiter des aérodynes en la fin de vie. Par ailleurs, les procédés et processus mis en jeu sont soumis au respect des exigences environnementales.

La quantité d'avions commerciaux en opération est vouée à augmenter dans les prochaine décennies et la gestion de leur fin de vie devient un enjeu sur le plan environnemental. En effet, l'aluminium qui compose la majeure partie d'un avion trouve ses filières de recyclages mais les autres matières, en quantité restreinte et nombre important, ont davantage de mal à trouver leur voie de traitement lors de la fin de vie de l'appareil. De plus, les considérations environnementales dans les prises de décisions des grands donneurs d'ordre sont de plus en plus présentes et l'éco-conception devient un principe incontournable dans la considération du cycle de vie d'un produit. La fin de vie étant la dernière étape qui lie la boucle du cycle de vie, elle nécessite l'attention et l'intérêt de la part des acteurs du secteur aéronautique.

Le projet ENV412 : *Process for advanced management and technologies of aircraft end-of-life* piloté par le CRIAQ (Consortium de Recherche et d'Innovation en Aéronautique du Québec) a été élaboré pour répondre aux préoccupations de nos sociétés.

Parmi les multiples sujets concernant la fin de vie, l'étape de sécurisation de l'appareil, s'effectuant avant les autres opérations permet de mettre en sécurité les travailleurs et l'environnement en retirant les matières qui présentent un risque lors de la suite du processus de fin de vie. Le fluide hydraulique utilisé dans l'industrie aéronautique représente un danger potentiel pour les travailleurs et l'environnement lorsque les réseaux qui le contiennent sont démantelés. L'intérêt de récupérer les fluides hydrauliques avant les interventions dans les systèmes internes de l'appareil apparaît comme une exigence pour répondre à l'indicateur d'éco-efficience. En effet, la récupération d'une matière résiduelle ségréguée à la source optimise son traitement.

Problématique

Le fluide hydraulique contenu dans les canalisations des aérodynes doit être retiré lors d'interventions planifiées sur l'appareil, et à sa fin de vie dans le cas des avions. Le retrait du fluide doit être fait dans des conditions sécuritaires pour les travailleurs et l'environnement. Les déversements intempestifs et les projections de fluide génèrent des matières résiduelles constituées de dispositifs pour les maîtriser et engendrent alors une gestion supplémentaire depuis l'approvisionnement jusqu'à la disposition pour traitement. Aussi, le principe d'éco-efficience est un indicateur adéquat pour ce type d'opération.

Objectifs

L'objectif général de la présente étude vise à évaluer la performance de la méthode d'enlèvement du fluide hydraulique d'un aérodyne en fin de vie. Plus spécifiquement, le projet aboutit aux quatre étapes suivantes :

- définir des pilotes permettant la réalisation de manipulations sur des canalisations d'aérodynes;
- déterminer les taux de récupération du fluide pour les différents types de canalisations;
- évaluer les tendances d'évolution du taux de récupération du fluide;
- appliquer la méthode au cas d'un réseau hydraulique issu d'un hélicoptère.

Le document est divisé en quatre principaux chapitres. Le premier aborde l'état des connaissances associées au domaine de l'aviation et des principes applicables au traitement des aérodynes en fin de vie. Les deuxième et troisième chapitres présentent respectivement la méthodologie appliquée et les résultats obtenus dans le cadre du présent travail. Le quatrième et dernier chapitre aborde une discussion sur les résultats et leurs perspectives, suivie de la conclusion.

CHAPITRE 1

ÉTAT DES CONNAISSANCES

Ce chapitre permet de faire le point sur l'état général de la gestion de la fin de vie des aérodynes et plus particulièrement sur l'opération de sécurisation d'un appareil afin de permettre les interventions planifiées. Ensuite, les particularités des circuits hydrauliques sont présentées ainsi que les enjeux associés à la récupération et au traitement du fluide hydraulique. Finalement, ce premier chapitre aborde les notions théoriques d'hydraulique et en particulier la relation de Bernoulli qui permet de comprendre les phénomènes liés à l'écoulement d'un fluide.

1.1 Les aérodynes en fin de vie

Les aérodynes représentent « tout appareil volant (avion, planeur, hélicoptère) dont la sustentation est obtenue au moyen de forces aérodynamiques » (Larousse, 2013). Les avions commerciaux sont les plus représentatifs de la famille des aérodynes du fait de leurs dimensions et de leur quantité en opération. Dans un rapport annuel, la société Airbus évalue les commandes d'avions à l'horizon 2032 en se basant sur l'analyse de l'évolution des flottes d'avions passagers et de fret. L'histogramme de la Figure 1.1 présente ces prédictions.

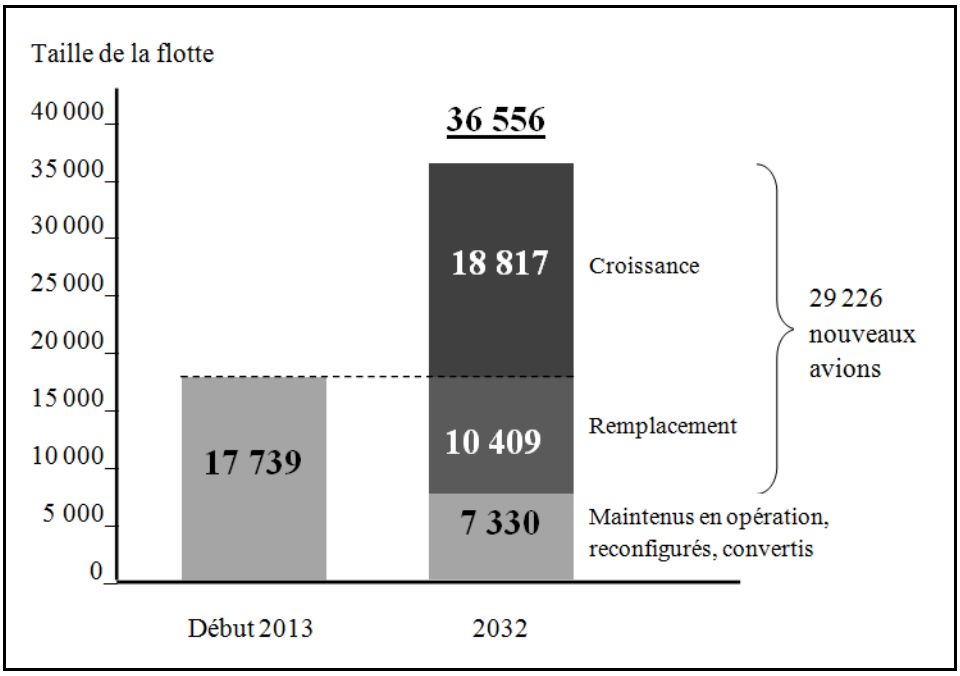


Figure 1.1 Graphique de l'évolution de la flotte mondiale des avions passagers (>100 places) et fret (>10 tonnes)
Adaptée de Airbus (2013, p. 15)

Les avions de plus de 100 places et ceux de transport de fret de plus de 10 tonnes représentent, au début de l'année 2013, plus de 17 700 avions en opération. Les prédictions à l'horizon 2032 sont une augmentation de 18 800 avions de cette flotte et, surtout, environ 10 400 retraits. Ainsi près de 60% des avions en service actuellement seront mis hors service dans cette période.

Sur le plan militaire, et concernant la France, un rapport fait état de 800 aéronefs à démanteler en 2011 représentant 3 300 tonnes de matériel. Les projections évaluent une progression de 800 tonnes par an soit 6 500 tonnes en 2015 (Commission de la défense nationale et des forces armées, 2011, p. 33). Cela signifie environ 1 600 aéronefs militaires en fin de vie en 2015. Sur les plans civil et militaire, les prédictions se rejoignent sur le fait qu'il existe un stock important d'appareils à démanteler et que le flux sera constant, voire croissant, dans les prochaines années du fait de la fabrication de nouveaux appareils.

Comme l'ensemble des moyens de transport de personnes ou de marchandises, les avions commerciaux connaissent un traitement de fin de vie maitrisé mais difficile à mettre en œuvre du fait de la taille et de la complexité des appareils contemporains.

1.1.1 Pratiques observées

La création de zone de stockage d'aérodynes en fin de vie dans les déserts d'Arizona, USA ou sur les plateformes aéroportuaires est une des solutions apportée jusque là aux appareils effectuant leur ultime atterrissage. Ainsi, ces zones deviennent des gisements de pièces détachées de remplacement pour le marché de l'aéronautique et de matière tel que l'aluminium présent en majeur partie dans la plupart des avions commerciaux ou militaires. Toutefois la majorité des appareils restent quasi entiers dans ces déserts et ainsi quelques milliers d'avions et hélicoptères, civils et militaires viennent s'épandre dans ces espaces arides et ainsi agrandir ces zones de stockages. La photo de la Figure 1.2 montre l'ampleur d'un « cimetière » d'avion militaire aux États-Unis.

Figure 1.2 Photo satellite d'une zone de stockage d'avion militaire
Adaptée de Dailymail (2010)

La base de l'U.S Air Force de Davis-Monthan à Tucson, Arizona, USA est visible sur les photos satellites. Plus de 4000 appareils y sont rangés dans le but, entre autres, d'en prélever des pièces détachées pour leurs congénères encore en service (Dailymail, 2010). Il a été recensé 11 principaux sites équivalent aux États-Unis, localisés dans les états arides du Nouveau Mexique, Californie et Arizona, et comprenant aussi bien des avions militaires que des flottes commerciales stockées suite aux faillites de nombreuses compagnies aériennes après les évènements du 11 septembre 2001 (Woollaston, 2013). L'hémisphère Sud s'est doté depuis peu d'un site dédié au stockage d'avions commerciaux en Australie sur l'aéroport d'Alice Springs et permet d'accueillir les flottes asiatiques (AFP, 2011). Les 110 hectares initialement dédiés donnent une mesure à l'emprise de ces zones de stockage à plus ou moins long terme.

Le projet PAMELA (Process for Advanced Management of End-of-Life Aircraft), initié de 2005 jusqu'en fin 2007 par Airbus avec le soutien de la Commission Européenne, a mené à la création d'une plateforme de traitement des avions en fin de vie et ainsi a pu « établir de nouveaux standards éco-efficients pour la gestion des avions en fin de vie » (Airbus, 2013). Ce programme a permis de « développer des méthodes de démantèlement et recyclage viable sur le plan financier et environnemental » (Airbus, 2013).

Les compagnies spécialisées dans le traitement de fin de vie des avions proposent des alternatives aux propriétaires de flotte pour gérer leurs appareils lors de leur mise hors service. Ainsi, certaines proposent de se déplacer sur site et d'autres de stocker les appareils pour les démanteler à la demande du client. L'AFRA (Aircraft Fleet Recycling Association) a été fondée en 2006 et permet de mutualiser les expériences des entreprises du secteur et ainsi contribuer aux aspects environnementaux de la gestion des avions en fin de vie. De plus, l'AFRA agit comme organisme d'accréditation auprès des compagnies du secteur du traitement de fin de vie. Elle a élaboré un guide des meilleures pratiques pour la gestion du recyclage des avions en fin de vie : « Best Management Practice for Management of Used Aircraft Parts and Assemblies and for Recycling of Aircraft Materials » (AFRA, 2013). Celui-ci sert de base de documentation pour les entreprises qui prennent en charge les avions lors de leur mise hors service.

La gestion de la fin de vie des appareils est une préoccupation pour les acteurs du domaine aéronautique, constructeurs d'avions et motoristes, et les états. De plus, les considérations environnementales prennent de plus en plus de place dans les choix d'orientation des axes de recherche. Non seulement les constructeurs et les états, mais les propriétaires de flotte, et entre autres, les compagnies aériennes, prennent conscience de l'importance de la méthode de traitement de leurs appareils en fin de vie.

> La protection de l'environnement et le développement durable font partie de la culture d'entreprise de Transat. Depuis 2007, nous intensifions nos efforts en matière de gestion environnementale et nous sommes fiers aujourd'hui d'être considérés comme des leaders dans le dossier du démantèlement d'appareils en fin de vie. Pour être

> qualifié de durable, un démantèlement doit permettre de recycler au moins 85% de l'appareil. (Lemay, 2014)

1.1.2 Étapes de traitement

Lors de sa prise en charge en mise hors service, un avion est soumis d'une part à certaines opérations administratives d'ordre règlementaire inhérentes au domaine aéronautique commercial, et d'autre part, à des interventions physiques sur sa structure et ses éléments. Généralement, les premières pièces prélevées sur l'avions sont les moteurs, qui parfois n'ont pas le même propriétaire que la structure de l'avion. Le flou des notions de propriétés gravitant autour des avions commerciaux entrainent des différences de prises de décision pour le devenir d'un appareil. Toutefois, les dispositifs législatifs et l'expérience des compagnies du secteur de la fin de vie des avions donnent un protocole générique de déroulement d'étapes lors du retrait d'un appareil en opération.

Les techniques observées, et notamment par le groupe de recherche du CRIAQ du projet ENV412 suite à leur visite dans un centre de démantèlement à Tucson (AZ, USA) montrent que les étapes d'interventions sur les appareils sont « la décontamination et le nettoyage de l'appareil des matières dangereuses, la récupération des pièces réutilisables et le broyage de la carcasse.» (CRIAQ, 2012). En effet, les nombreuses pièces à valeur ajoutée démontées pour la revente sont prélevées sur les appareils en fin de vie pour être remises sur le marché. Ces opérations sont réalisées par des personnes intervenant alors dans les systèmes internes pour extraire ces éléments. Il a été observé plus globalement trois phases principales lors de la disposition d'un appareil (Amoedo, 2012):

- la sécurisation qui a pour but de retirer, en amont des interventions ou du stockage, toutes matières présentant un risque pour l'homme ou l'environnement lors des opérations suivantes;
- le désassemblage et la récupération de pièces à valeur ajoutée permet de remettre sur le marché des pièces usagées sous contrôle des autorités aéronautiques;
- la découpe de la structure restante, le broyage et le tri des matériaux afin de donner une seconde vie à la matière par la filière du recyclage par exemple.

Le fait que « la sécurité des travailleurs et la réduction des risques pour eux et l'environnement deviennent une priorité pour les donneurs d'ordre » (Haber, 2013), amène à se focaliser sur l'étape de sécurisation pour répondre à ces préoccupations observées lors du démantèlement de deux avions Airbus A310 sur le site de l'aéroport de Mirabel (Qc, Canada) durant l'année 2013.

1.1.3 Sécurisation d'un appareil en fin de vie

Le retrait des matières dangereuses avant les interventions du personnel pour les opérations planifiées est une des recommandations de L'AFRA, article VIII des BMP :

> The area and methodology for disassembly or recycling should adequately protect the environment from unanticipated releases of fluids and hazardous materials that are used during the processing or that might escape from the Asset during disassembly or the materials for recycling during recycling. (AFRA, 2013)

Ces recommandations montrent la nécessité d'apporter une attention particulière aux matières dangereuses y compris les fluides, et ce, en amont des opérations qui seront réalisées sur l'appareil, non seulement concernant les installations mais aussi par l'adaptation des méthodes employées. Aussi, les observations faites par le groupe de recherche du CRIAQ, dans le cadre du projet ENV412, dans un centre de démantèlement à Tucson (AZ, USA) ont montré, entre autres, les problématiques inhérentes aux matières dangereuses contenues dans les systèmes internes d'un avion. Le retrait des éléments pouvant présenter un risque, comme un extincteur ou un réservoir sous pression, pendant les opérations ultérieures nécessite une attention particulière mais leur localisation est aisée.

L'opération de sécurisation doit aboutir à éviter les risques d'exposition pour l'homme et de contamination de l'environnement, par certaines matières, même si celles-ci ne font pas l'objet d'une réglementation, lorsqu'elles sortent de l'utilisation pour laquelle elles ont été conçues et mène ainsi aux objectifs suivants :

- minimiser l'exposition des travailleurs aux matières nocives pour la santé : le personnel intervenant sur l'appareil a accès à certaines matières contenues dans les systèmes

internes. Celles-ci peuvent représenter un danger potentiel lors des interventions en fin de vie. Les opérations effectuées en fin de vie ne sont pas, ou peu, représentatives de celle effectuées lors des entretiens courants. Ainsi, il est nécessaire d'anticiper les risques liés à l'accès aux systèmes internes de l'appareil;

- éviter les déversements dans l'environnement : les fluides sont contenus dans des réservoirs et des réseaux. Lorsque ceux-ci sont démontés, les risques de déversements sont augmentés. Les kits de déversement accidentel sont utilisés comme solution curative et augmentent la quantité de matières résiduelles à traiter;
- augmenter les taux de récupération des matières dangereuses résiduelles : la collecte des matières dangereuses permet d'une part, de pouvoir les quantifier et ainsi améliorer les taux de récupération et d'autre part, de les orienter dans leur filière de traitement;
- appliquer la hiérarchie du principe des 4RV-D (Hausler, 1999) : la Réduction à la source de l'utilisation de matières liée aux risques de déversement, la Récupération de matières résiduelles par des méthodes efficientes, la Réutilisation dans le cas du Jet fuel dans des engins de service, le Recyclage, la Valorisation et la Disposition à la gestion des matières résiduelles.

Ce dernier principe amène au fait que les matières concernées lors de cette opération doivent être le plus pur possible afin de maintenir un haut rendement à tous les niveaux de la hiérarchie évoquée. De plus, certaines matières et notamment les fluides induisent l'utilisation de produits absorbants, chiffons, et autres EPI (Équipements de Protection Individuelle). Ceux-ci viennent ajouter des matières résiduelles à traiter dans le processus de travail. Les fluides, par dispersion, sont aussi des contaminants pour les autres organes et détournent les matières, dès lors contaminées, de leur circuit de recyclage traditionnel. Pour exemple, un carton contaminé par du fluide hydraulique au phosphate ester ne pourra pas prendre la filière traditionnelle de recyclage s'il est contaminé à plus de 3% en masse (Québec, 2013).

L'analyse des données issues de la documentation technique disponible pour un avion à « fuselage large » ou « wide-body » tel qu'un Airbus A310 a permis d'évaluer la quantité des

fluides potentiellement présente dans un avion lors de son retrait de service. Ces quantités sont répertoriées au Tableau 1.1.

Tableau 1.1 Récapitulatif des fluides et leur quantité dans un avion de type A310

Type de fluide	**Quantité**
Jet fuel	16000 kg
Fluide hydraulique	375 L
Huile moteur	66 L

La quantité de carburant, le jet fuel, est importante dans un avion de ce type, mais son réseau n'est pas aussi étendu que celui du fluide hydraulique. Le carburant confiné dans les réservoirs est généralement calculé « au plus juste » lors du dernier vol de l'appareil et sa quantité résiduelle est alors moindre. Les huiles moteur sont localisées principalement dans les turboréacteurs et leur récupération est fréquente compte-tenu de la maintenance périodique de ceux-ci prévue par conception. La quantité de fluide hydraulique est répartie entre les réservoirs et le contenu de l'ensemble du réseau hydraulique. Le fluide hydraulique est une matière particulièrement problématique du fait de sa dispersion dans l'ensemble de l'appareil par le biais des réseaux dans lesquels il circule ainsi que ses effets potentiel sur la santé des travailleurs.

Les préconisations des experts précisent : « If the Asset or the Materials for Recycling contain fluids then the fluids must be drained, managed and disposed of according local jurisdictional requirements. » (AFRA, 2013). Les éléments de commande de vol, par exemple, actionnés hydrauliquement qui sont prélevés pour le marché de la pièce détachée sont concernés par ces recommandations.

1.2 Circuits et fluides hydrauliques

Un avion commercial d'environ 100 places est équipé de deux systèmes hydrauliques dont la pression nominale est de 3000 PSI. Ils assurent les commandes de vol essentiellement et sont

composés de pompes, de réservoirs de fluide et d'accumulateurs (BEA, 2008). Un appareil tel qu'un Boeing 777 possède trois systèmes hydrauliques et la pression dans un circuit hydraulique d'un gros porteur peut atteindre 5000 PSI (FAA, 2012). La plupart des canalisations hydrauliques sont aujourd'hui faites à partir de tubes en acier inoxydable, alliage d'aluminium ou titane. Leur diamètre varie généralement entre 1/4'' (6,35 mm) et 3/8'' (9,52 mm). Dans le cas de ce projet, les canalisations à l'étude sont de diamètre 1/4'' en acier inoxydable. Pour ce diamètre, les rayons de cintrages, préconisé à 9/16'' (14,28 mm), sont réalisés grâce à une machine pour éviter les variations de diamètre intérieur (FAA, 2008). Ces spécifications visent à minimiser les pertes de charges dans les circuits et éviter les amorces de ruptures pouvant apparaître lors du façonnage. Les circuits hydrauliques desservent les commandes de vols et de trains d'atterrissage. Le schéma de la Figure 1.3 illustre l'étendue d'un circuit hydraulique dans un cas particulier d'un avion commercial à simple couloir.

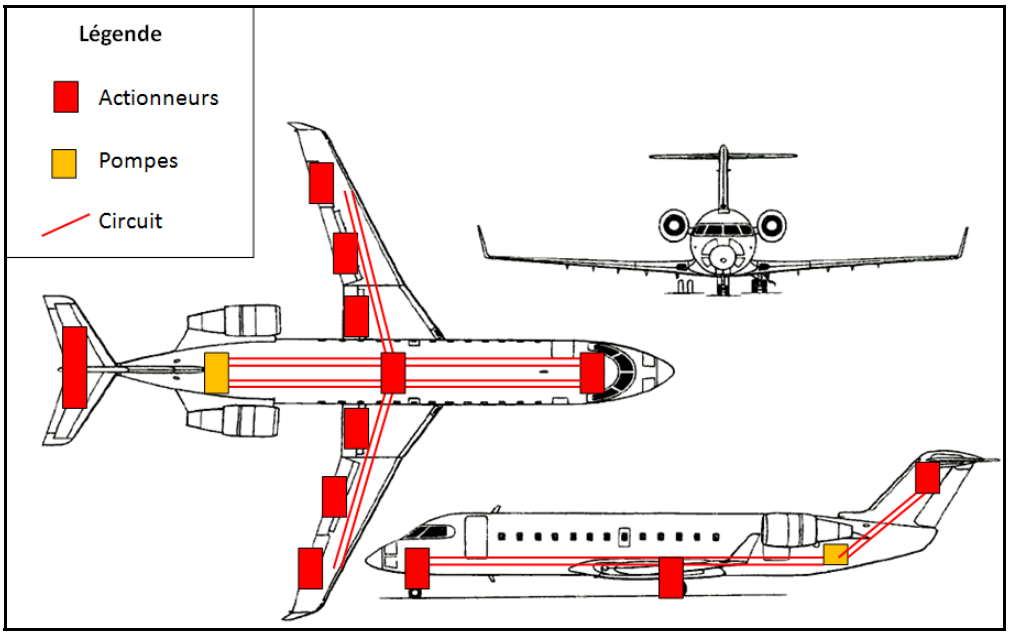


Figure 1.3 Étendue du réseau hydraulique d'un avion de 100 places

Du fait de leurs fonctions, les réseaux hydrauliques s'étendent de l'avant à l'arrière du fuselage et depuis les extrémités des ailes jusque dans le fuselage où sont situés les organes

de pression tels que les pompes et les réservoirs. Les réseaux hydrauliques fonctionnent en circuit fermé et par conséquent entrainent un nombre important de canalisations sous pression et de retour de fluide.

Lors du démontage des pièces des systèmes hydrauliques pour leur remise sur le marché, les travailleurs procèdent à l'ouverture des circuits qui provoque alors une vidange partielle du fluide recueilli dans des récipients. Cette opération se traduit parfois par des projections, lorsque les accumulateurs de pression se « déchargent » ou lorsque le travailleur se fait surprendre par la quantité importante de fluides résiduelle dans le circuit. Les mêmes incidents surviennent aussi lors de maintenance selon les experts en mécanique aéronautique. Dans ces deux cas, les vidanges sont réalisées par gravité en laissant le liquide s'écouler dans un récipient après ouverture du circuit. L'intérêt de récupérer le fluide hydraulique réside aussi dans la possibilité de régénération de celui-ci afin de le réutiliser dans des applications industrielles.

1.2.1 Caractéristiques des fluides

Parmi les fluides hydrauliques utilisés dans le domaine aéronautique, ceux au phosphate ester sont les plus courants dans les avions commerciaux depuis les années 1960. Ceux-ci sont résistants au feu, garde leur propriété de viscosité dans une large plage de température et permettent d'accroitre la sécurité des appareils en service. Selon la fiche signalétique d'un fluide au phosphate ester, celui-ci n'est pas règlementé pour le transport selon US Department Of Transportation, ni pour le transport des matières dangereuses au Canada mais il est classé en catégorie D2B (matières entrainant d'autres effets toxiques) selon le classement SIMDUT (Système d'Information sur les Matières Dangereuses Utilisées au Travail). Le fluide hydraulique au phosphate ester est très irritant pour la peau et pour les yeux et gravement irritant en cas d'inhalation. Son élimination doit être faite par incinération ou recyclage (Solutia, 2011). Cependant, les huiles minérales ou synthétiques sont considérées comme des matières dangereuses (Québec, 2013) et doivent donc respecter la réglementation concernant leur manipulation, leur stockage et leur disposition. À titre

d'exemple, les travailleurs doivent porter des EPI (Équipement de Protection Individuelle) lorsqu'il y a un risque de contact avec les fluides, ceux-ci doivent être stockés dans des récipients équipés de bacs de rétention et la disposition doit être prise en charge par des compagnies spécialisées pour procéder à l'élimination par incinération dans une installation adéquate.

L'utilisation d'autres types de fluides hydrauliques est aussi courante en aéronautique dans le cas d'application autres que pour les avions commerciaux. Les principaux fluides utilisés sont ceux répondant aux standards MIL-H-5606, MIL-H-83282 et MIL-H-87257. Ils sont issus du domaine militaire et correspondent chacun à des caractéristiques spécifiques. Le type MIL-H-5606 est de l'huile minérale et son utilisation est courante dans les systèmes pour les avions d'affaires et hélicoptères (Hydraulics and pneumatics. 1998). Ce type d'huile ne possède pas les mêmes caractéristiques que les fluides au phosphate ester et ses effets irritant pour la peau et les yeux sont moindres.

Selon Wright (2009), l'utilisation du fluide au phosphate ester prend aussi une place importante dans l'industrie et notamment comme lubrifiant pour les turbines et compresseurs. De plus, il est largement utilisé dans les fonderies d'acier, d'aluminium et de fonte depuis la fin des années 1950 (Marino et al., 1999). Les nombreuses applications d'utilisation des fluides au phosphate ester engendrent autant de gisements de fluides usagés.

1.2.2 Récupération et le traitement des fluides

Le fluide hydraulique à base de phosphate ester a la possibilité d'être recyclé selon les mêmes procédés que les autres huiles et l'analyse des trois procédés disponibles dans une unité de traitement montre qu'il est préférable d'avoir un fluide le plus pur à l'entrée du processus afin de minimiser les opérations de filtrage et décantation (Neadle, 1994). L'étude d'un groupe de chercheurs précise que le besoin en énergie primaire pour produire l'huile et ses dérivés est de 10 MJ/kg (Gutowski et al., 2013) et qu'en tenant compte de la valorisation

énergétique et de la régénération de l'huile, il est possible d'économiser entre 6,6 MJ/kg et 15,2 MJ/kg par le recyclage de l'huile (Asmatulu et al., 2013).

La récupération des produits dérivés des huiles, et notamment les fluides hydrauliques à base de phosphate ester ou minéral, présente des lors un intérêt du point de vue énergétique dans le cas de régénération pour une remise sur le marché. La possibilité de valoriser énergétiquement ces fluides peut être envisagée par une unité de gazéification (Amoedo, 2012). Dans ces deux cas, il est préférable que les fluides ne soient pas contaminés par des éléments accumulés par une utilisation normale au cours de sa vie utile.

1.2.3 Propriétés hydrauliques

La circulation des fluides dans une canalisation est régie par les lois de la mécanique des fluides. L'une d'elle, la relation généralisée de Bernoulli, est utilisée dans le cas de l'étude. Lors de la vidange par gravité des circuits hydrauliques, la relation généralisée de Bernoulli s'applique, car elle correspond aux conditions opérationnelles des fluides incompressibles en mouvement permanent. Celle-ci met en lien les paramètres d'un circuit dans lequel circule un fluide. L'équation (1.1) est l'une des formes de cette relation qui est retenue :

$$Z1 + \frac{P1}{\rho g} + \frac{V1^2}{2g} = Z2 + \frac{P2}{\rho g} + \frac{V2^2}{2g} + h12 \tag{1.1}$$

Le schéma de la Figure 1.4 explicite le principe et les paramètres utilisés.

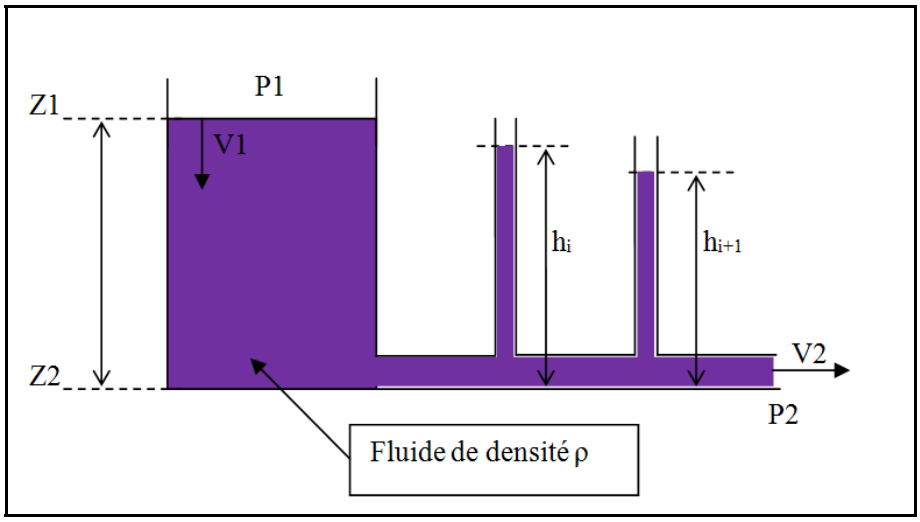


Figure 1.4 Visualisation des paramètres impliqués dans la relation généralisée de Bernoulli

Dans l'équation (1.1) et la Figure 1.4, Z1 et Z2 sont les hauteurs (ou altitudes) des points considérés en mètre, P1 et P2 sont les pressions à ces points en $N.m^{-2}$, V1 et V2 les vitesses du fluide en $m.s^{-1}$, « ρ » est la densité du fluide en $kg.m^{-3}$ et « g » l'accélération de la gravité en $m.s^{-2}$. La valeur h12 de l'équation est la différence entre les hauteurs h_i et h_{i+1} représentées à la Figure 1.4 et correspond à la perte de charge exprimée en mètre. Elle est l'addition des pertes de charge linéaires dues aux frottements du fluide sur les parois de la canalisation et des pertes de charge singulières dues aux accidents le long de la canalisation tels que les coudes, un élargissement ou un rétrécissement.

CHAPITRE 2

MÉTHODOLOGIE

Ce deuxième chapitre présente la méthodologie qui a été suivie dans le cadre du projet afin de valider la pertinence d'évaluer une approche sécuritaire d'enlèvement de fluide hydraulique dans un réseau d'aérodyne à l'aide d'air comprimé. Plus spécifiquement, la démarche méthodologique a été élaborée en trois volets visant à passer du stade d'essais en laboratoire à une échelle pilote puis à l'échelle réelle. Ainsi, sur la base d'un pilote en laboratoire, une première configuration a permis de définir une tendance d'évolution de la quantité de fluide récupéré d'un circuit en fonction du temps de mise sous pression et de déterminer les paramètres associés aux manipulations. Puis, le pilote composé d'éléments de circuit d'avion affine la compréhension du comportement du fluide dans les matériaux utilisés dans les aérodynes. Enfin, les manipulations sur un circuit hydraulique d'hélicoptère valident l'application des méthodes employées précédemment à un cas réel et prédisent le comportement du fluide lors de la vidange.

2.1 Évaluation du taux d'enlèvement en fonction du temps de mise sous pression

Le protocole suivant sert de base pour appréhender la manipulation du fluide dans un réseau sous pression. Son objectif est de définir la tendance de l'évolution de la quantité de fluide enlevé dans un circuit en fonction du temps de mise sous pression.

2.1.1 Géométrie et caractéristiques

La Figure 2.1 présente le schéma de fonctionnement du pilote et ses différents éléments. Le circuit réalisé est alimenté en air comprimé et le fluide récupéré du circuit est collecté dans un bécher.

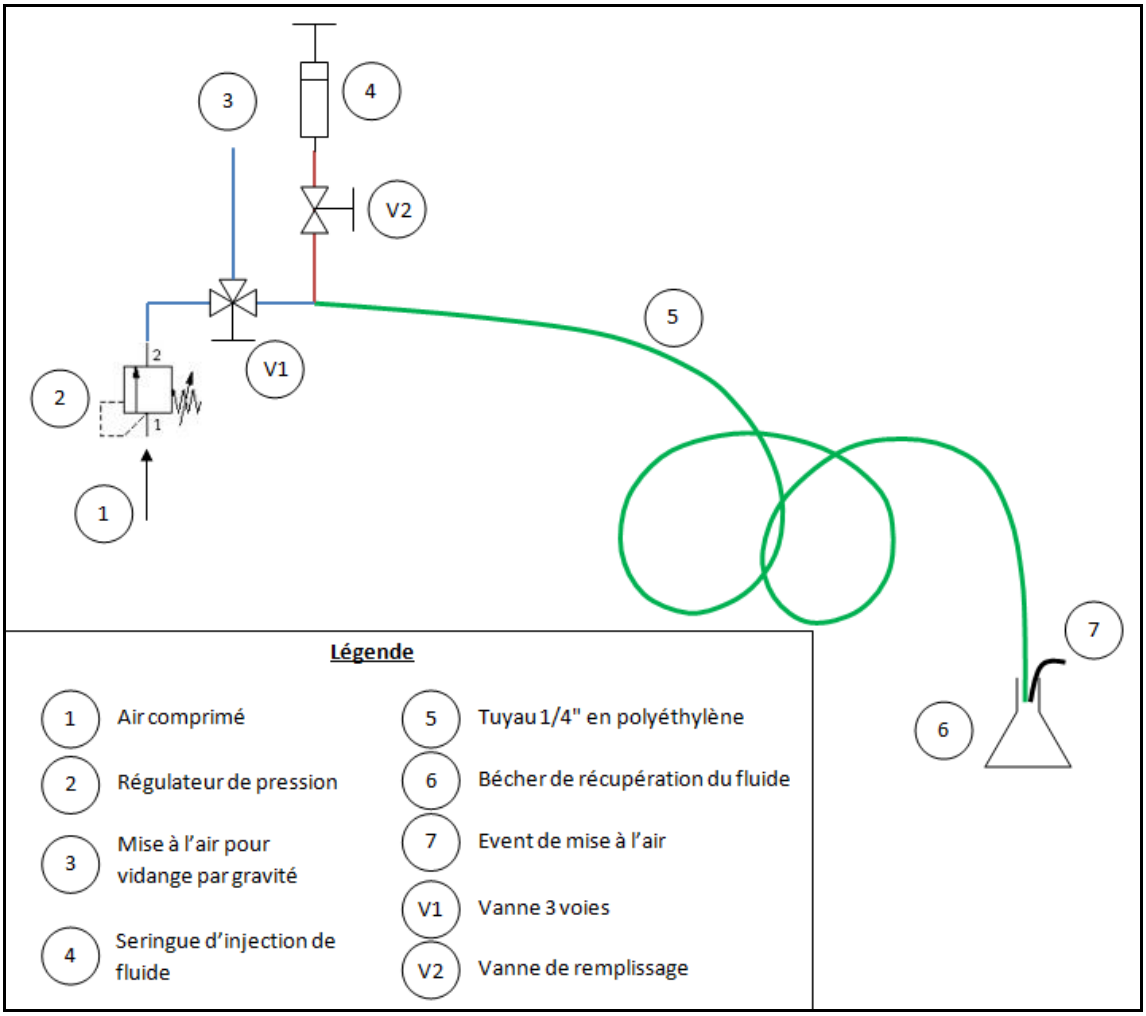


Figure 2.1 Schéma de principe du pilote de laboratoire

Le circuit hydraulique est composé d'un tuyau en polyéthylène de diamètre 1/4" (6,35 mm) (5) réalisant deux boucles. La longueur du tuyau choisie est de 3 m (ici, 2,97 m plus précisément) et permet de simuler un réseau qui emprisonne environ 20 % de fluide et des pesées successives dans une balance à enceinte de laboratoire. La souplesse du tuyau et sa facilité de mise en œuvre offrent la possibilité de réaliser un grand nombre de manipulations avec un élément neuf pour chaque prise de mesure.

Les contraintes inhérentes aux caractéristiques du phosphate ester ont abouti à préférer en laboratoire l'utilisation du fluide hydraulique pour frein de vélo, car les deux fluides ont la même fonction de base de transmission de mouvement.

Le protocole opératoire vise alors à injecter le fluide avec une seringue (4). La vanne trois voies (V1) est en position « fermée ». Le fluide est poussé jusqu'au remplissage complet du tuyau (5) puis la vanne de remplissage (V2) est fermée. Le circuit est alors prêt à être vidangé. L'ouverture de la vanne trois voies (V1) vers la mise à l'air (3) vidange le circuit par gravité. L'ouverture vers l'arrivée d'air comprimé (1) entraine la vidange par mise sous pression régulée par le régulateur de pression (2). Le fluide est ainsi éjecté dans le bécher (6) qui possède une mise à l'air (7).

2.1.2 Protocole de mesure

Le tuyau en polyéthylène est pesé préalablement à son installation. La quantité de fluide injectée est mesurée par différence de masses de la seringue (4) pleine avant et après l'injection. La quantité de fluide éjecté grâce à la vidange par gravité (3) suivie de la mise sous pression est aussi mesurée par différence de masses du bécher (6). Suite à la vidange, le tuyau est à nouveau pesé, ce qui permet, par différence, de déterminer la quantité de fluide restant dans le circuit. Le temps de mise sous pression est pris par un chronomètre affichant les 0,01 secondes. Par la suite, le circuit est changé par un neuf qui sera préalablement pesé.

Trois temps par tranche de deux secondes sont pris jusqu'à 18 secondes de mise sous pression. Cette première série de mesure stabilise le protocole, les écarts sont ensuite augmentés à 4 secondes jusqu'à 30 secondes de mise sous pression. Pour chaque prise de temps, la seringue, le tuyau et le bécher sont pesés avant et après la manipulation.

2.1.3 Matériel et mesures

Le matériel spécifique à la manipulation est décrit au Tableau 2.1. Tous les éléments sont disponibles dans le commerce ou dans un laboratoire.

Tableau 2.1 Matériel spécifique à la manipulation

Désignation	Dimensions	Caractéristiques	Observation
Tuyau polyéthylène	Diamètre : 1/4'' Longueur : 297 cm	Polyéthylène souple	Disponible dans le commerce
Balance de laboratoire	Denver Instrument SI-234	Max= 230 g D = 0,1 mg	Balance à enceinte
Bécher	Capacité : 250 mL	À pression atmosphérique	--
Alimentation air comprimé	--	Réseau de laboratoire ou industriel	Sortie d'air équipée d'un régulateur de pression
Fluide hydraulique pour frein de vélo	500 mL	Couleur rosée	Utiliser la même marque pour toutes les manipulations

La balance de laboratoire Denver Instrument modèle SI-234 est utilisée pour sa précision. Les masses mesurées sont comprises entre 34 g et 135 g, et les différences sont de l'ordre des 2 g. La précision au 0,1 mg de la balance permet de négliger ce type d'erreurs.

2.2 Comportement hydraulique du fluide dans des canalisations d'avion

Suite aux manipulations réalisées avec un circuit en polyéthylène souple, deux types d'expérimentations sont menées. Les premiers essais de vidange sont réalisés avec du fluide hydraulique et une hauteur de chute constante et la deuxième série d'essais est menée avec de l'eau et une hauteur de chute variable. Les caractéristiques qui influencent la vidange sont ainsi mises en relief : la longueur du circuit dans un premier cas et les pertes de charge singulières dues à l'insertion d'un double coude dans un deuxième cas. Différentes sections de canalisation hydraulique d'avion de diamètre 1/4'' (6,35 mm) en acier inoxydable sont assemblées pour former des configurations aux géométries variables. Le Tableau 2.2 définit les sections choisies. Les photos des sections choisies sont illustrées à l'ANNEXE I.

Tableau 2.2 Récapitulatif des sections de circuit hydraulique d'avion choisies

Section [(1)]	**Longueur**	**Caractéristique**	**Observation**
|1|	186,5 cm	Tuyau cintré en différentes sections	Forme globale en « L ». les rayons de cintrage sont supérieurs à 1,4 cm
|2|	52,0 cm	Flexible avec un coude à 90° sur une extrémité	Flexible armé métallique souple. deux sections disponibles
|3|	37,5 cm	Tuyau cintré en 3 sections avec un coude 90° à une extrémité	--
|4|	26,0 cm	Tuyau cintré deux fois à 90° avec un coude à 90° à chaque extrémité	Les cintrages et les coudes ne sont pas dans le même plan
|5|	306,0 cm	Tuyau comportant une section rectiligne de 240 cm, un coude à 90° et des sections cintrées	--
|12|	136,0	Tuyau comportant deux cintrages principaux	Forme globale dans le même plan
|14|	169,5	Tuyau sans cintrage	Forme rectiligne
|15|	132,5	Semblable au |12|	--
Coude 90°	6,5 cm	--	Deux coudes disponibles

[(1)] : les numéros sont donnés arbitrairement et ne correspondent à aucune référence du domaine aéronautique

2.2.1 Vitesse moyenne du fluide dans une canalisation

Le protocole suivant permet de définir la vitesse moyenne du fluide dans un circuit au regard de sa longueur. La hauteur de chute est constante et sa valeur est de 100 cm. La vitesse moyenne découle du temps de circulation du fluide et de la longueur de la canalisation. Quatre circuits de longueur et forme différentes, définis au Tableau 2.3, ont été élaborés afin de permettre de définir l'effet des composantes d'un circuit sur sa vidange.

Tableau 2.3 Composition des configurations de circuits pour la vitesse moyenne

	Section de circuit hydraulique					
Type de configuration testée	**|1|**	**|2|**	**|3|**	**|4|**	**|5|**	**Coude 90°**
En « L »	X					
4 Sections	X	X	X	X		X
5 Sections	X	X X	X	X		X
Longue	X	X			X	X

Les configurations ainsi élaborées peuvent être assimilés à certaine portion de circuit dans un aérodyne. Elles sont insérées tour à tour dans un montage. La Figure 2.2 schématise l'installation avec laquelle les vitesses moyennes dans les canalisations d'avions sont mesurées.

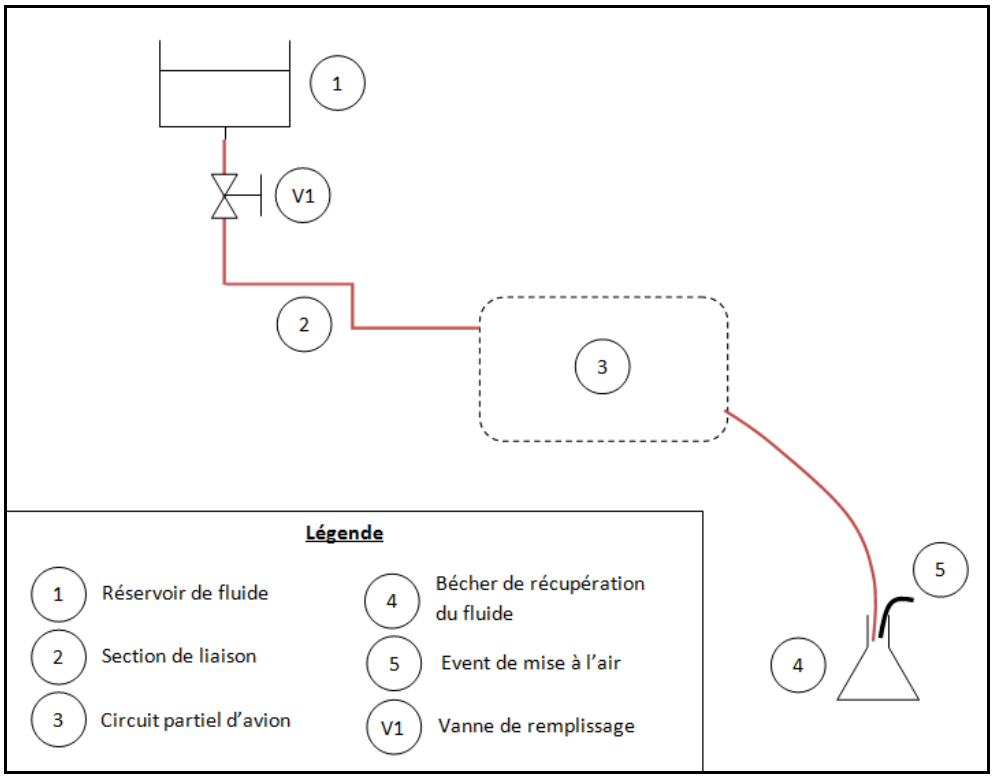


Figure 2.2 Schéma du pilote de vitesse moyenne dans les canalisations d'avion

Le réservoir de fluide (1) est suffisamment large pour que la variation de hauteur du fluide lors de la vidange soit petite au regard de la hauteur de chute soit une variation inférieure à 1%. La vanne de remplissage (V1) est ouverte et le fluide circule par gravité. La section de liaison (2) est la même pour tous les essais. Le fluide parcourt le circuit partiel d'avion (3) et se déverse dans le bécher de récupération (4). L'évent de mise à l'air (5) permet de maintenir la pression constante. La hauteur de chute est définie entre le niveau du fluide dans le réservoir et le point de sortie dans le bécher. Le temps d'écoulement dans le circuit est mesuré entre l'ouverture de la vanne de remplissage (V1) et l'apparition du fluide en fin de canalisation.

2.2.2 Effet des pertes de charge singulières sur l'écoulement

L'évaluation des pertes de charge singulières a été réalisée sur deux coudes à 90° et menée avec un montage comportant un réservoir placé à une hauteur connue, un circuit en acier inoxydable issu d'un aérodyne, un cylindre gradué et deux coudes à 90°. Le fluide utilisé est de l'eau. Le Tableau 2.4 montre la constitution de chaque configuration testée. Les sections sont rectilignes et comporte pas ou peu de coude. Ceci permet de mettre en évidence les pertes de charge provoquée par le double coude. La configuration composée du tuyau en polyéthylène, identique aux expériences préliminaires, permet de faire le lien avec le premier pilote.

Tableau 2.4 Composition des configurations de circuits pour les pertes de charge

	Section de circuit hydraulique					
Type de configuration testée	**|2|**	**|5|**	**|12|**	**|14|**	**|15|**	**Coude 90°**
Courte	X		X			X X
Plate				X	X	X X
Verticale	X	X				X X
Polyéthylène [1]						X X

[1] *Le tuyau en polyéthylène souple ne provient pas de canalisations d'avion*

Les configurations de circuits sont insérées dans le pilote. Celui-ci est construit comme illustré par la Figure 2.3. L'ajout de la section double coude à chaque configuration sans changer la hauteur de chute permet de s'assurer de la stabilité des autres paramètres.

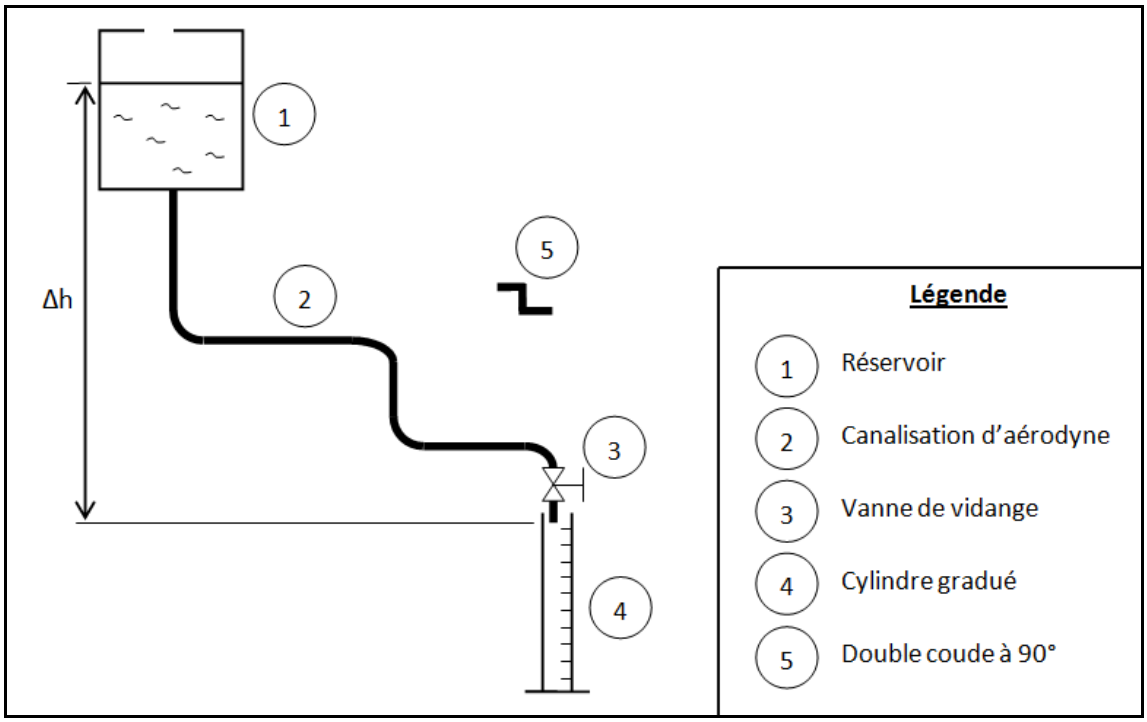


Figure 2.3 Schéma du pilote d'évaluation de pertes de charge

Le réservoir d'eau (1) est suffisamment large pour que la variation de hauteur d'eau lors de la vidange soit petite au regard de la hauteur de chute soit une valeur inférieure à 1%. La section de la canalisation (2) est constante pour permettre de calculer la vitesse grâce au débit. La vanne (3) déclenche la vidange par gravité dans le cylindre gradué (4). Le temps pour vidanger 100 mL d'eau est pris par un chronomètre aux 0,01 secondes. Un minimum de trois mesures de temps sont relevés et le réservoir est rempli à chaque prise de donnée pour respecter la constance de la différence de hauteur (Δh). La canalisation est composée d'un flexible qui permettra de faire varier la différence de hauteur. Les deux coudes à 90° (5) sont insérés dans le circuit à la place d'une section de même longueur et les temps sont relevés selon le même protocole. Le Tableau 2.5 récapitule les mesures prises en fonction des constantes fixées pour chaque type de configuration.

Tableau 2.5 Récapitulatif des prises de mesures de pertes de charge

Type de configuration testée	Nombre de hauteur de chute testée	Nombre de manipulation (avec/sans double-coude)	Nombre de prise de temps
Courte	2	4	12
Plate	3	6	18
Verticale	1	2	6
Polyéthylène	2	4	12
Total	8	16	48

Les quatre configurations construites ont des diamètres intérieurs constants et connus. Les éléments choisis (N°12, 14 et 15) sont de forme rectiligne globale. Les cintrages sont de rayons supérieurs à 2 cm et permettent de négliger les pertes de charge. Pour chaque configuration, 1, 2 ou 3 hauteurs de chute sont fixées pour chaque essai et les temps de vidange de 100 mL d'eau sont pris avec et sans le double coude. Il faut compter un minimum de trois prises de temps pour assurer la stabilité de la mesure.

2.3 Mise en pratique sur un circuit d'hélicoptère

Le circuit d'hélicoptère démonté et installé en laboratoire constitue le support de manipulation abouti et représentatif du cas réel du circuit hydraulique d'un aérodyne. Les expérimentations menées sur ce circuit résultent des précédentes.

2.3.1 Principe du pilote

Le pilote schématisé sur la Figure 2.4 reprend les principes des manipulations antérieures. Le raccordement au circuit d'hélicoptère demande une attention particulière pour éviter les prises d'air et fuites de fluide.

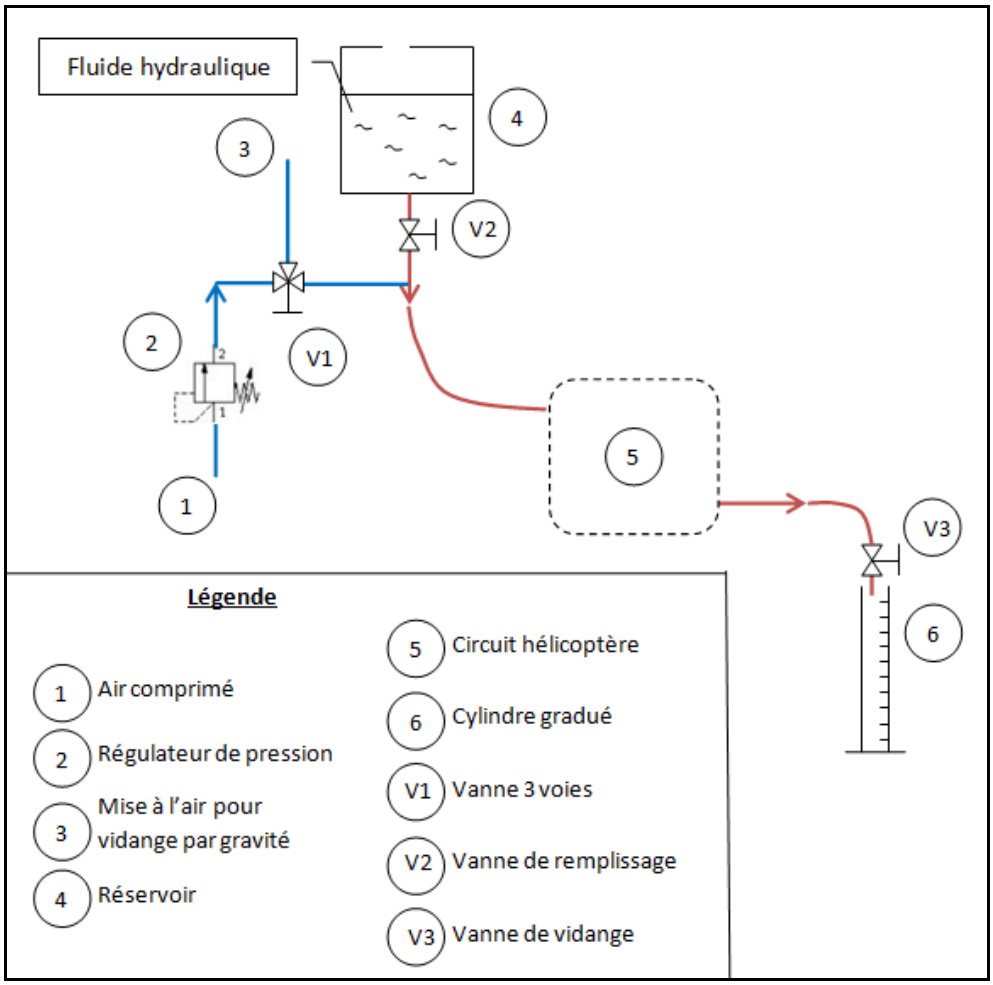


Figure 2.4 Schéma de principe du pilote adapté au circuit d'hélicoptère

L'alimentation en air comprimé (1) est pilotée en pression par un régulateur de pression (2). La vanne trois voies (V1) autorise la circulation de l'air comprimé vers le circuit (5) ou de la mise à l'air (3) vers le circuit (5). De plus, la vanne trois voies (V1) permet de fermer toutes circulations. Le fluide hydraulique stocké dans le réservoir (4) sert à remplir le circuit d'hélicoptère (5) jusqu'à la vanne de vidange (V3). Cette dernière et la vanne de remplissage (V2) sont refermées et le circuit est plein de fluide hydraulique. Le fluide est collecté dans un cylindre gradué (6) lors de la vidange afin de mesurer la quantité de fluide récupéré grâce à la mise sous pression.

2.3.2 Protocole de mesure

Un volume de fluide correspondant à la totalité du volume du circuit est placé dans le réservoir. Par gravité, le fluide hydraulique remplit le circuit dans sa totalité. Le circuit est vidangé par gravité grâce à la mise à l'air. La quantité de fluide récupéré dans le cylindre gradué est mesurée. Puis, l'air comprimé régulé à 15 PSI pousse le fluide hydraulique dans le circuit jusqu'à la sortie dans le cylindre gradué. Le temps de mise sous pression est pris par un chronomètre au 0,01 de seconde. Les manipulations se répètent en étalonnant à chaque prise de mesure de temps par rapport à la fin de vidange par gravité. Ainsi, seule la variable de temps de mise sous pression est modifiée. Les temps sont répartis sur une durée de 10 secondes, puis un dernier est pris à une minute pour évaluer la tendance d'évolution.

CHAPITRE 3

RÉSULTATS ET ANALYSES

Les trois pilotes de laboratoires ont été élaborés de manière évolutive. Le premier est réalisé avec des matériaux souples, modulables et disponibles aisément afin de faciliter la mise en œuvre de montage et de minimiser les contraintes pour tester différentes configurations. Les deux autres sont construits à partir d'éléments d'aérodynes prélevés sur les appareils mis à disposition pour le projet.

3.1 Évolution du taux de fluide récupéré du circuit de laboratoire

La conception du pilote de laboratoire permet de poser les bases des futures expérimentations et de définir une tendance d'évolution de taux de récupération de fluide d'un circuit après une vidange par mise sous pression d'air comprimé. Suite à la construction du pilote, les prises de mesures sont sélectionnées par l'analyse des écarts de pertes inhérentes aux manipulations et permettent l'élaboration de la tendance.

3.1.1 Construction du pilote de laboratoire

Le pilote préliminaire illustré par la Figure 3.1 est conçu pour être modulable. Le tuyau en polyéthylène réalise deux boucles et est relié au support vertical pour assurer une forme constante lors de changement par un neuf.

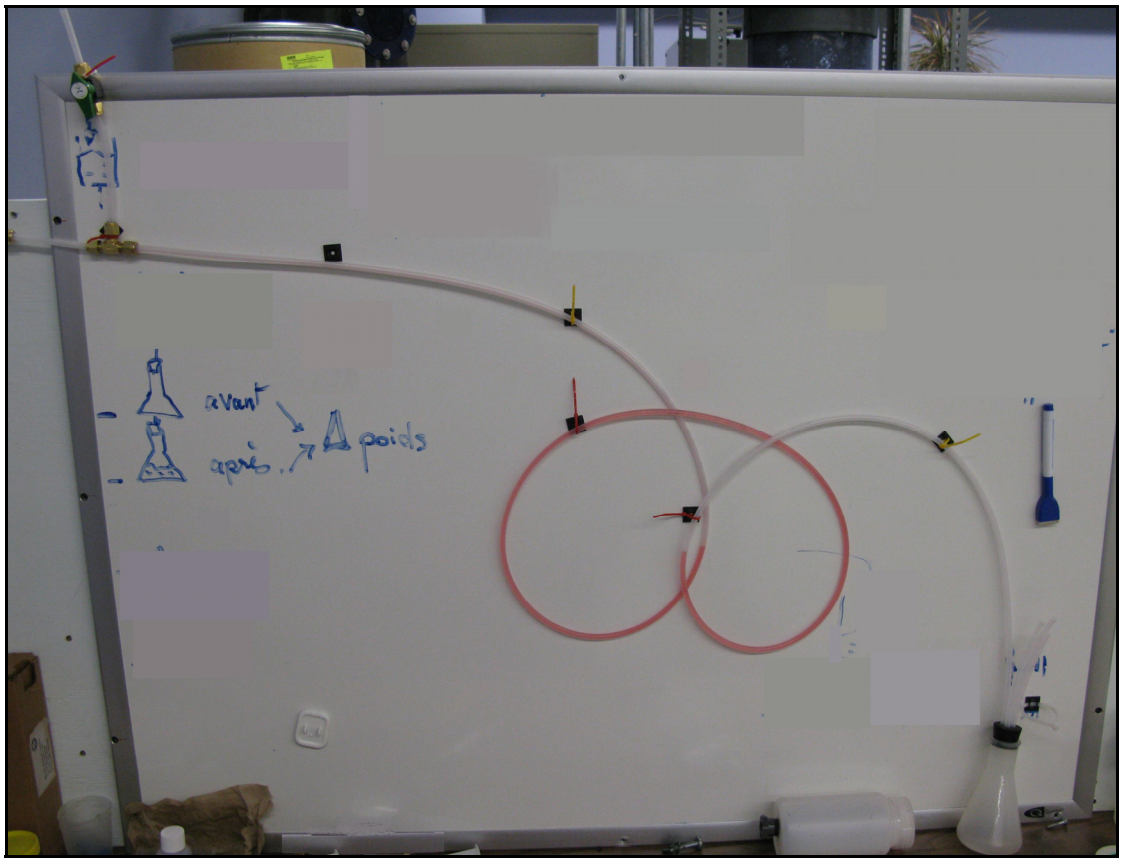


Figure 3.1 Photo du pilote et son circuit en polyéthylène

Les temps sont pris suite à une vidange par gravité qui définit l'état initial stable du système. Le choix opérationnel de débuter la vidange par gravité correspond à une réalité observée lors de démantèlement d'avions. L'ouverture de la vanne trois voies met le circuit sous pression et détermine le début du temps pris par le chronomètre. L'opérateur arrête le chronomètre et ferme la vanne simultanément. Le tuyau en polyéthylène est fixé au support vertical pour éviter qu'il se déforme lors de la mise sous pression. Chaque tuyau est marqué, grâce à un gabarit, avant le montage aux emplacements des attaches pour s'assurer de la constance de la mise en place et donc de la forme et dimensions des boucles. La longueur des tuyaux est mesurée à 0,5 cm près.

3.1.2 Taux de récupération du fluide dans le circuit de laboratoire

Le bilan de masse réalisé avec les pesées du fluide entrant, du fluide dans le tuyau et du fluide récupéré permet de définir les pertes (ou erreurs) dues aux aléas de manipulations. Ces pertes sont toujours positives. Les aléas des manipulations induisent des écarts dus aux pertes de fluides, fuites du circuit, irrégularités du polyéthylène et cela malgré les conditions de températures et de pression stables en laboratoire. L'équation 3.1 découle du principe de bilan de masse et montre la manière de calculer les pertes dans les manipulations. Elle a permis de compléter les données expérimentales recueillies dans l'ANNEXE II.

$$\text{Fluide injecté} = \text{fluide dans le tuyau} + \text{fluide dans le bécher} + \text{pertes} \qquad (3.1)$$

Sur la base du pilote préliminaire, quarante essais sont menés en fonction du bilan de masse et l'analyse des résultats mène au graphique de la Figure 3.2 et illustre la répartition des essais en fonction des pertes ou erreur de manipulation.

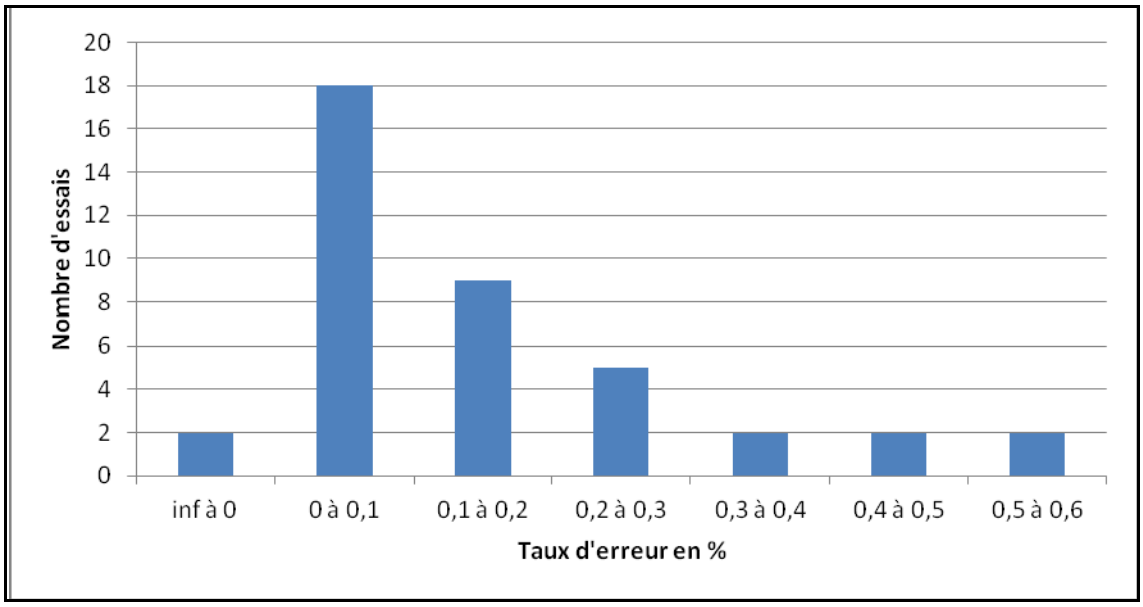


Figure 3.2 Classement des essais selon leur taux d'erreur

Plus de 50% des essais ont un taux de perte inférieure à 0,20% et aucun ne dépassent 0,6%. C'est-à-dire que la quantité de fluide perdu par fuite, ou lors du démontage du tuyau pour la pesée est inférieure à 0,6% de la masse totale du fluide injecté. Le répartition est de forme gaussienne et montre que l'erreur est acceptable pour ces manipulations.

Les données recueillies sont exploitées selon le graphique de la Figure 3.3. L'état initial du système est défini par la fin de la vidange par gravité tel qu'observé en conditions réelles d'opérations de démantèlement. Par ailleurs, la vidange par gravité permet une stabilisation du système avant sa mise sous pression et donc évite des écarts lors des prises de temps.

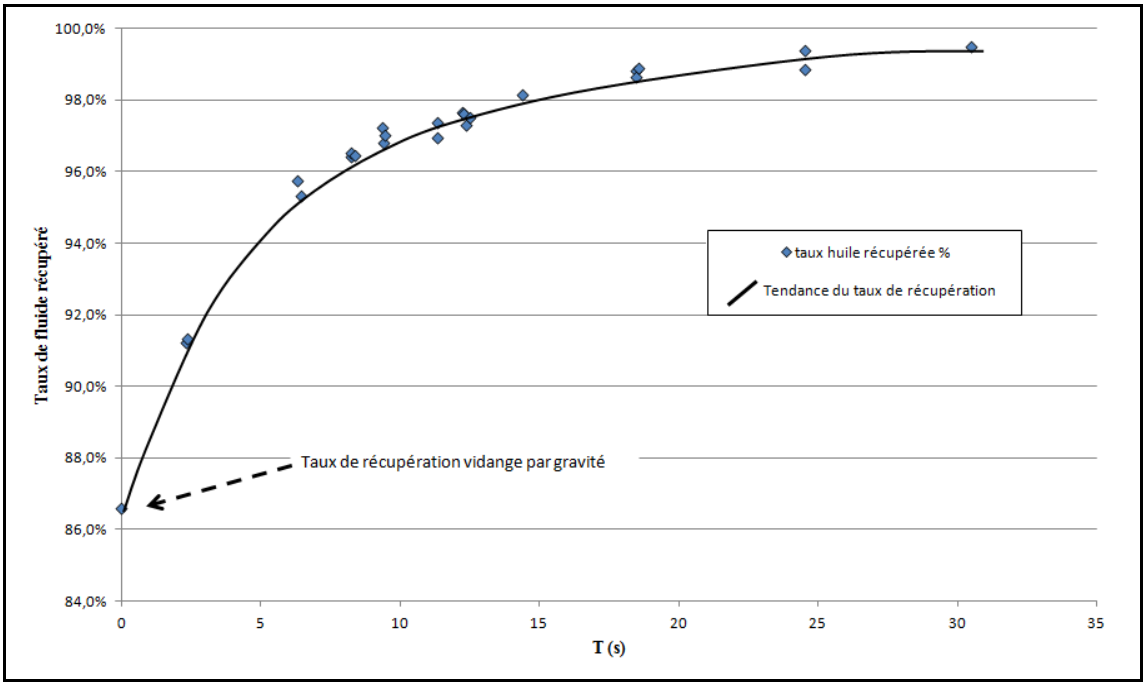


Figure 3.3 Courbe de tendance d'évolution du taux de récupération en fonction du temps

La tendance de la courbe du taux d'enlèvement par rapport au temps est de forme logarithmique avec une asymptote à 100% car il faut considérer qu'il restera toujours une partie, même infime, de fluide dans le tuyau quelque soit le temps de mise sous pression d'air. Cette première série de mesures a démontré la tendance logarithmique de l'évolution du taux de récupération de fluide. L'accès à des taux de récupération supérieur à 95% est obtenu au dessus de six secondes de mise sous pression. Au-delà de 25 secondes le gain de

taux de fluide récupéré est inférieur à 2% et le temps de mise sous pression dépensé devient inutile. En effet, pour un rapport de 2s/% dépensées pour passer de 94% à 95% de récupération, il faut compter 15s/% au-delà de 98% de récupération. Les expérimentations ont été menées avec un circuit en polyéthylène souple. L'utilisation de canalisation d'avions permettrait de se rapprocher des cas réels tout en restant dans un contexte maitrisé de laboratoire.

3.2 Expérimentation sur des circuits partiels d'avions

Ce deuxième volet du projet s'est intéressé à des sections de canalisations hydrauliques d'avion qui permettent de reconstituer différentes configurations et ainsi se rapprocher des conditions réelles d'opération en maîtrisant les paramètres de longueur, de hauteur de chute et de diamètre intérieur. L'évaluation des vitesses moyennes dans les canalisations ainsi que les effets des pertes de charge singulières sont obtenus par des manipulations utilisant la vidange par gravité.

3.2.1 Évolution de la vitesse moyenne du fluide dans un circuit

Trois durées ont été prises pour chaque configuration de manière à s'assurer de la stabilité du système. La vitesse moyenne est calculée à partir de la durée moyenne et de la longueur du circuit. Les valeurs mesurées pendant les essais sont présentées au Tableau 3.1.

Tableau 3.1 Relevé des durées de circulation d'huile pour les différentes configurations

		Types de configuration			
		« L » = |1|	**4 sections = |1| |2| |coude 90°| |3| |4|**	**5 sections = |1| |2| |coude 90°| |3| |4| |2|**	**longue = |1| |2| |coude 90°| |5|**
Longueur	**(m)**	**1,860**	**3,195**	**3,735**	**5,580**
Durée 1	**(s)**	8,21	20,20	24,60	42,79
Durée 2	**(s)**	8,66	20,11	23,22	45,87
Durée 3	**(s)**	7,99	19,36	23,37	42,30
Durée moyenne	**(s)**	**8,29**	**19,89**	**23,73**	**43,65**
Vitesse moyenne	**($m.s^{-1}$)**	**0,22**	**0,16**	**0,16**	**0,12**

Les durées relevées sont constantes et leur amplitude sur les quatre types de configuration est de 35 secondes. Les longueurs varient jusqu'à 5,580 m et peuvent être assimilées à un circuit situé dans un avion. La vitesse moyenne diminue lorsque la longueur de la configuration augmente. Toutefois, il faudra plus que deux fois le temps de vidange pour une longueur de canalisation deux fois plus grande. Ainsi, l'intérêt est de pouvoir vidanger de petites sections afin de diminuer le temps de vidange au regard de la longueur totale du réseau de canalisation. Le graphique de la Figure 3.4 montre la distribution de l'évolution de la durée de parcours au regard de la longueur du circuit comprise entre 2 et 6 mètres.

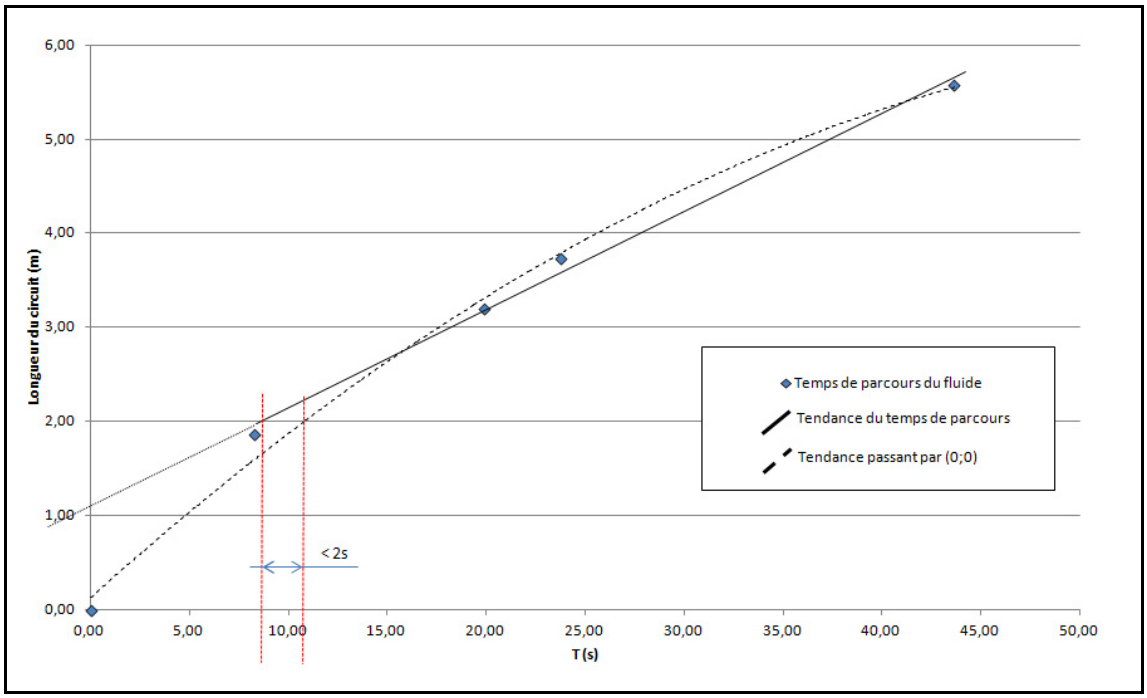


Figure 3.4 Évolution du temps de parcours du fluide pour différentes longueurs de circuits

Tel qu'illustré à la Figure 3.4, la droite de tendance ainsi obtenue a comme point origine une longueur de circuit (axe Y) de 1,098. Cependant, en réalité, la courbe devra passer par (0;0) car le temps est nul pour une distance parcourue nulle. La droite obtenue est donc valable pour des longueurs de circuit comprises entre 2 et 6 mètres environ et une différence de hauteur de l'ordre d'un mètre. Soit, les ordres de grandeurs que l'on peut retrouver dans les circuits hydrauliques d'avion. La tendance théorique passant par (0;0) caractérise l'écart avec les résultats des manipulations. L'erreur maximale est inférieure à deux secondes (en pointillé rouge) et se situe sur un extrême d'expérimentation, à la longueur de canalisation de deux mètres. On peut alors considérer une linéarité dans cette fourchette de dimensions de canalisation. Par ailleurs, le troisième point est légèrement décalé par rapport aux trois autres. Cet effet est dû au coude ajouté en plus de la longueur intégrée dans le flexible N°2.

3.2.2 Application du théorème de Bernoulli

De la relation générale de Bernoulli décrite à l'équation (1.1) il est possible de sortir le terme de perte de charge et ainsi en découle l'équation (3.2) :

$$h12 - Z1 - Z2 + \frac{(P1-P2)}{\rho g} + \frac{V1^2-V2^2}{2g} \tag{3.2}$$

Dans la configuration des pilotes, les deux pressions sont égales à la pression atmosphérique et V1 la vitesse du fluide dans le réservoir est négligé. La relation devient alors l'équation (3.3) :

$$h12 = (Z1 - Z2) - \frac{v2^2}{2g} \tag{3.3}$$

Où V2 est calculée grâce au débit connu par mesure du temps de récupération de 100ml de fluide et au diamètre intérieur des sections circuits réalisés.

Le Tableau 3.2 répertorie les pertes de charge dans les circuits ainsi réalisés.

Tableau 3.2 Pertes de charges des configurations des circuits en fonction de leur hauteur de chute

		Type de configuration							
		Plate= |14| |15|						**Verticale= |2| |5|**	
Section interne (1)	**mm²**	**19,63**							
Δhi	**(m)**	**1,27**		**1,13**		**0,81**		**2,75**	
Coude 90°	--		X X		X X		X X		X X
Durée 1	**(s)**	4,93	5,39	5,57	5,97	6,39	7,03	3,89	4,09
Durée 2	**(s)**	4,92	5,45	5,30	5,97	6,33	6,99	3,91	4,09
Durée 3	**(s)**	5,01	5,45	5,41	6,00	6,31	7,00	--	--
Durée 4	**(s)**	4,94	5,48	5,37	--	4,94	4,94	--	--
Durée 5	**(s)**	--	--	--	--	--	--	--	--
Durée moyenne	**(s)**	**4,95**	**5,44**	**5,41**	**5,98**	**5,99**	**7,01**	**3,90**	**4,09**
Pertes de charge	**(m)**	**1,216**	**1,225**	**1,085**	**1,093**	**0,773**	**0,783**	**2,663**	**2,671**

		Type de configuration							
		Courte = |12| |2|				**Polyéthylène = 297cm**			
Section interne (1)	**mm²**	**19,63**				**12,57**			
Δhi	**(m)**	**1,06**		**0,74**		**0,87**		**1,02**	
Coude 90°	--		X X		X X		X X		X X
Durée 1	**(s)**	5,98	6,73	7,49	7,98	10,15	10,69	9,07	9,62
Durée 2	**(s)**	6,12	6,77	7,46	8,13	10,31	10,66	9,09	9,42
Durée 3	**(s)**	6,10	6,71	7,37	8,00	10,20	10,52	9,07	9,57
Durée 4	**(s)**	6,19	--	7,43	8,02	10,08	--	--	9,38
Durée 5	**(s)**	6,01	--	--	--	--	--	--	9,45
Durée moyenne	**(s)**	**6,08**	**6,74**	**7,44**	**8,03**	**10,19**	**10,62**	**9,08**	**9,49**
Pertes de charge	**(m)**	**1,024**	**1,031**	**0,716**	**0,720**	**0,839**	**0,841**	**0,981**	**0,984**

(1) La section intérieure est calculée à partir de la mesure du diamètre intérieur de la conduite. Elle est constante sur toute la longueur

Les résultats du Tableau 3.2 indiquent que les pertes de charges varient avec la hauteur de chute. De plus, l'ajout du double coude à 90° provoque l'augmentation des pertes de charge. Basé sur les valeurs du Tableau 3.2, le graphique de la Figure 3.5 met en évidence le lien entre la présence, ou pas, du double coude et la variation de la valeur des pertes de charge.

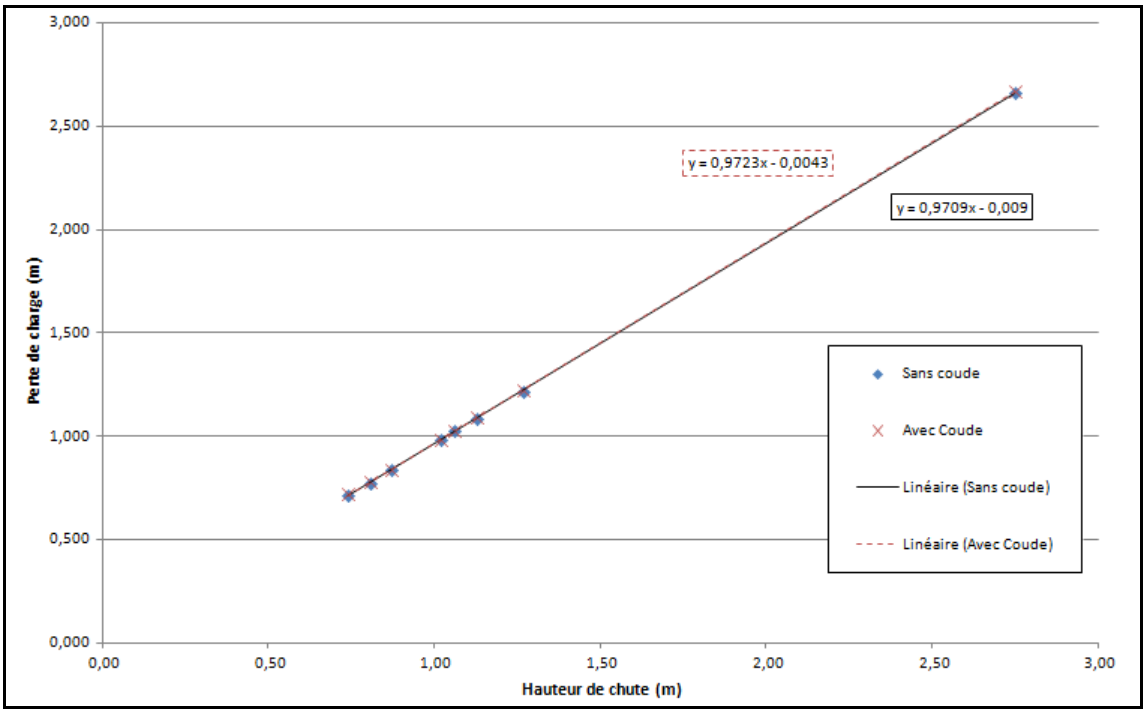


Figure 3.5 Graphique de pertes de charge en fonction de la hauteur de chute et ajout d'un double coude à 90°

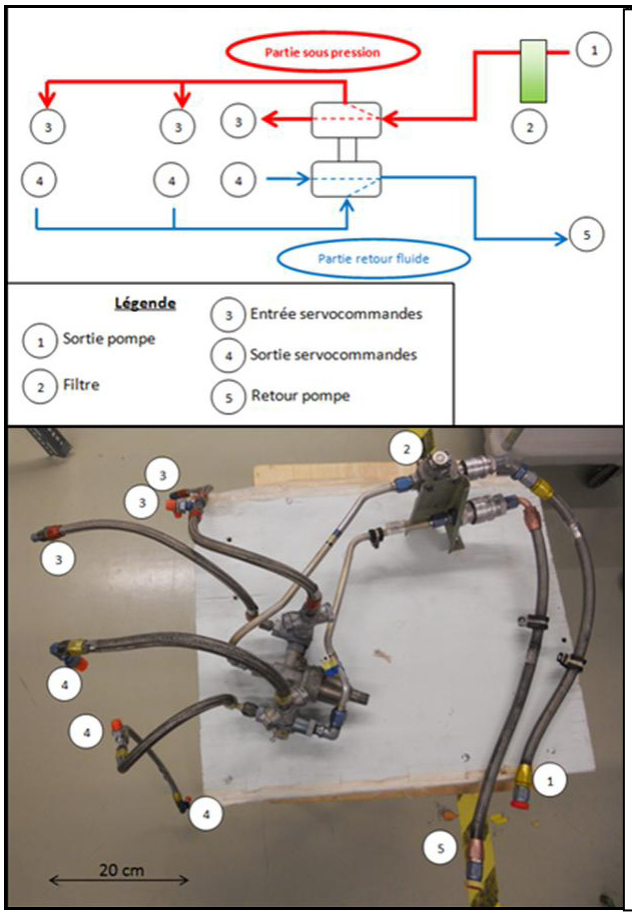
Tel qu'illustré à la Figure 3.5, le rapport direct entre la hauteur de chute et les pertes de charge de différents circuits corrobore la relation de Bernoulli. De plus, l'ajout du double-coude provoque une augmentation de perte de charge, ce qui est, à toute fin pratique, l'effet attendu. Les circuits sont de longueur et géométrie différentes volontairement. La modification des ces deux paramètres aurait du entraîner une non-linéarité de distribution. Ceci s'explique par le fait qu'un circuit hydraulique est conçu pour avoir les pertes de charge les plus faibles. L'ajout du double coude vient décaler les deux droites à l'ordonnée à l'origine passant de -0,009 pour les circuits sans le double coude à -0,004 lors de l'ajout de celui-ci.

3.3 Application au circuit hydraulique d'un hélicoptère

Le démontage d'un circuit hydraulique d'hélicoptère a permis, d'une part, d'accéder à un circuit réel en état de fin de vie et, d'autre part, de mettre en application la méthode de vidange. La description du fonctionnement du circuit permet de réaliser les essais de vidange par gravité et mise sous pression.

3.3.1 Fonctionnement du circuit

La simplicité et la compacité du circuit d'hélicoptère sont présentées à la Figure 3.6 qui illustre le schéma du circuit d'hélicoptère et ses différentes composantes. Le schéma est également accompagné d'une photo pour compléter l'information concernant cette composante de l'hélicoptère.



Le circuit est composé d'une partie sous pression et d'une partie retour de fluide. La première est située en aval de la pompe et permet l'assistance de commande des servocommandes (3) et (4) alors que la deuxième permet le retour du fluide vers la pompe et n'est pas sous pression. Le fluide rentre dans le circuit en sortie de pompe (1), traverse un filtre (2), actionne les servocommandes de (3) vers (4) et retourne vers la pompe en (5). L'entrée (1) et la sortie (5) sont équipées de clapet anti-retour autorisant la circulation du fluide dans un seul sens.

Figure 3.6 Principe de fonctionnement d'un circuit hydraulique d'hélicoptère

Le circuit est en état de fin de vie, c'est-à-dire que les servocommandes et la pompe ont été retirées. La plus grande longueur de circuit est de 150 cm. Des bouchons étanches sont adaptés aux extrémités afin d'éviter les pertes de fluides lors des manipulations. Les expérimentations sont menées sur les grandes sections du circuit afin d'avoir des valeurs représentatives.

3.3.2 Expérimentation de vidange

Le circuit d'hélicoptère est adapté aux conditions de test en laboratoire. La Figure 3.7 montre l'installation sur le plan de travail et les éléments principaux tels que l'arrivée d'air comprimé, la vanne trois voies, le réservoir et le cylindre gradué de réception de fluide.

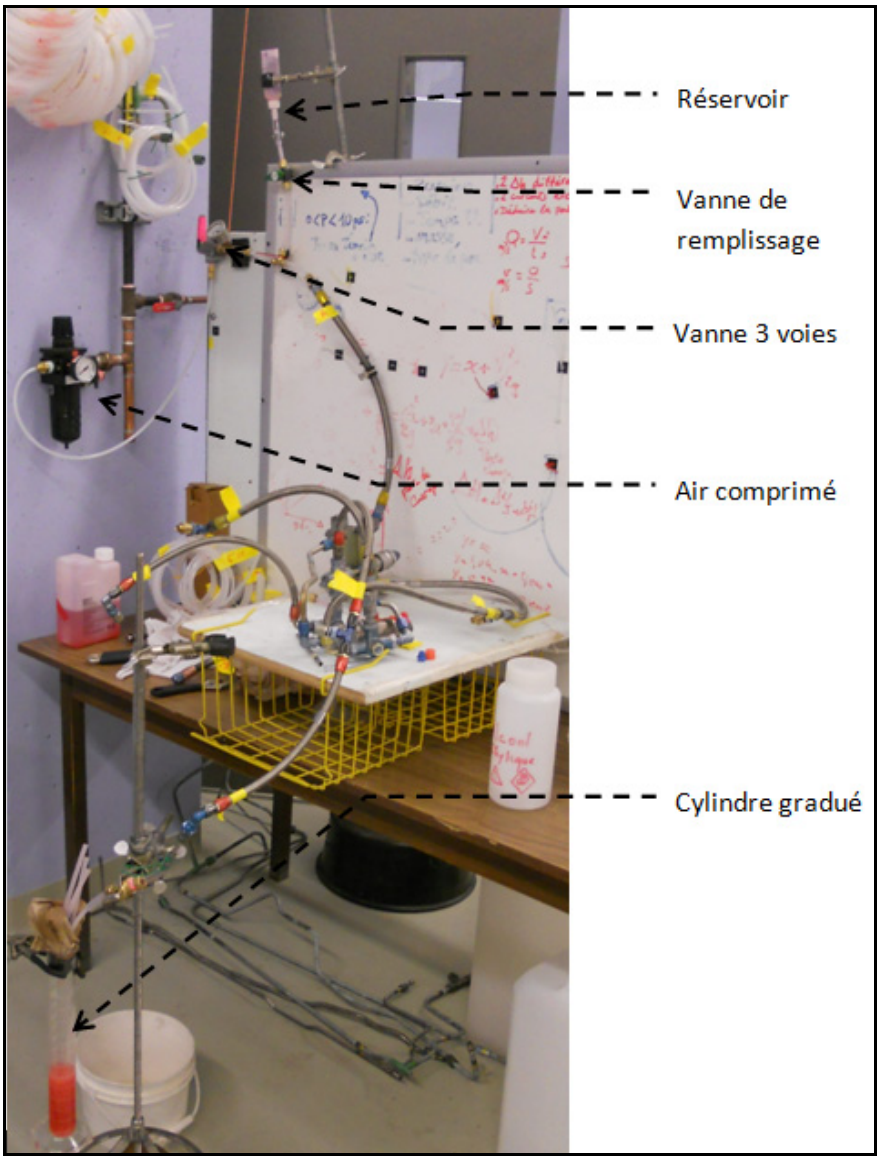


Figure 3.7 Photo du pilote avec le circuit d'hélicoptère

Le circuit d'hélicoptère est lié au pilote pour permettre le remplissage complet du circuit grâce au réservoir et à la vanne de remplissage ainsi que le raccordement à l'air comprimé assuré par la vanne trois voies. La partie testée est celle sous pression, c'est-à-dire que le fluide parcourt le circuit depuis la sortie de pompe vers les entrées des servocommandes. Cette partie contient un filtre situé à l'entrée du circuit qui constitue un obstacle à la circulation du fluide et différencie les deux parties. Le cylindre gradué est équipé d'une mise à l'air.

Les deux parties du circuit ont été soumises à la manipulation de vidange. La vidange par gravité est effectuée avant la mise sous pression d'air comprimé pour donner une référence stable et se mettre dans les conditions d'opérations réelles. Les temps sont pris depuis l'ouverture jusqu'à la fermeture de la vanne trois voies pour permettre la circulation de l'air comprimé dans le circuit. Pour les deux parties de circuits, les résultats sont présentés sur le graphique de la Figure 3.8.

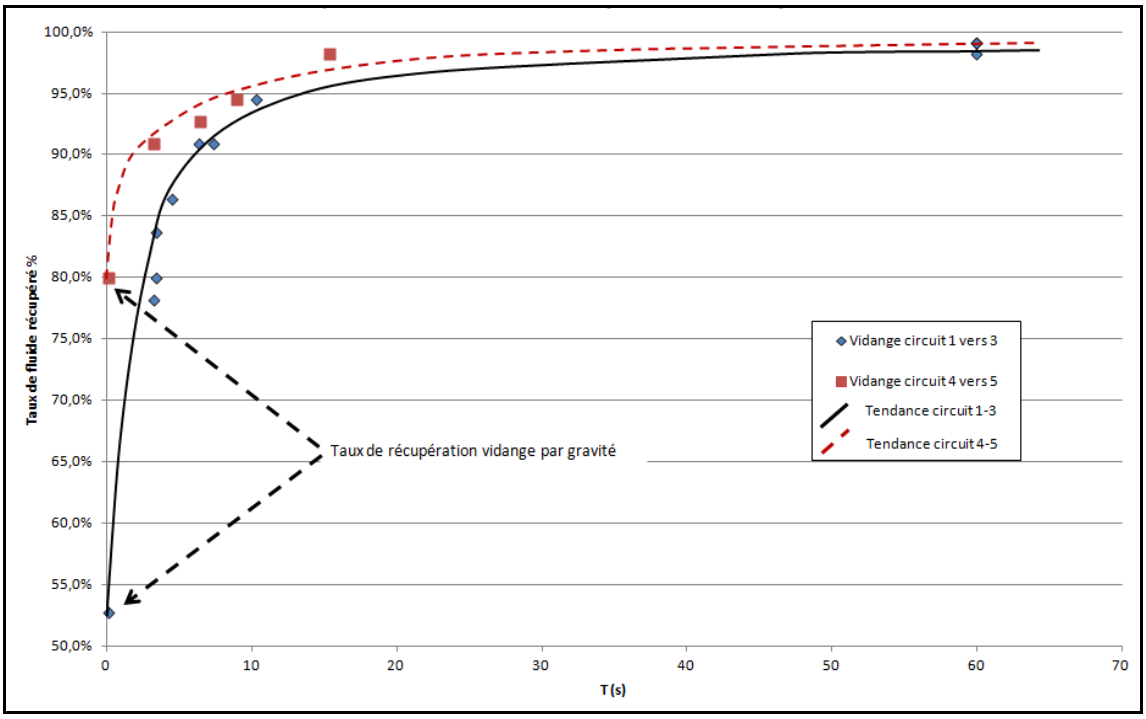


Figure 3.8 Graphique des taux de récupération de vidange des 2 parties du circuit d'hélicoptère

La forme de la tendance observée sur le graphique est tirée des expériences réalisées sur le pilote de laboratoire. Tel qu'exprimé sur la Figure 3.8 la vidange par gravité a été considérée comme point de départ de la manipulation. La portion de circuit sous-pression, c'est-à-dire celle qui va de la sortie de la pompe (1) à l'entrée de la servocommande (3) comprend le filtre qui est à l'origine du décalage par rapport à la courbe associé au circuit de retour de la sortie de la servocommande (4) vers l'entrée de la pompe (5). En effet, cette analyse de l'effet du décalage s'appuie sur le fait que les longueurs ainsi que les quantités de fluide dans

le réseau sont équivalentes. La Figure 3.8 montre qu'à partir de 10 secondes de mise sous pression, le taux de récupération est supérieur à 90%. Finalement, considérant l'allure de la courbe il est possible de fixer un temps efficient de mise sous pression pour ce type de circuit situé sous les 20 secondes.

CHAPITRE 4

DISCUSSION

Cette dernière partie synthétise les pistes qui ont pu être explorées lors des manipulations et pouvant être utilisées dans d'autres applications. Les éléments apportés dans le cadre de la mise en œuvre ou de l'opération d'une plateforme de démantèlement d'aérodynes insèrent l'étude dans son contexte. Les recommandations reliées au domaine de l'aéronautique concernant les circuits hydrauliques sont orientées vers le principe d'éco-conception.

4.1 Analyse et interprétation des résultats

Les trois types de pilotes sont liés par le fait qu'ils constituent une évolution dans la modification des paramètres en partant de la géométrie simple du pilote préliminaire jusqu'au cas réel du circuit d'hélicoptère, mais peuvent néanmoins être utilisés indépendamment pour des finalités différentes. Le pilote préliminaire, équipé d'une canalisation souple et translucide, pourra être utilisé dans le cas d'une diffusion d'un fluide avec un autre sous une pression donnée et visible à travers le tuyau. Il a aussi été expérimenté la possibilité de faire circuler un solide sous forme d'une bille ajustée au diamètre intérieur grâce à une mise sous pression. Dans ce cas, l'utilisation d'une caméra haute vitesse permettrait de montrer la progression de la bille en regard du fluide à éjecter. Cette méthode n'a pas été retenue car la présence d'éléments tels que les filtres ou les clapets anti-retour dans les canalisations ne permet pas, ou peu, la circulation d'un solide. Lors de l'étude de la complexité d'un circuit, la multiplication des boucles réalisées (quatre au lieu de deux) par le tuyau en polyéthylène n'a pas engendré, comme escompté, une baisse de la quantité de fluide récupéré. À l'inverse, le taux de récupération est légèrement supérieur, en regard des temps de mise sous pression, pour le circuit à quatre boucles par rapport à celui avec deux boucles, à longueur de tuyau égale. Le graphique de la Figure 4.1 montre les différences observées pour une série de trois points.

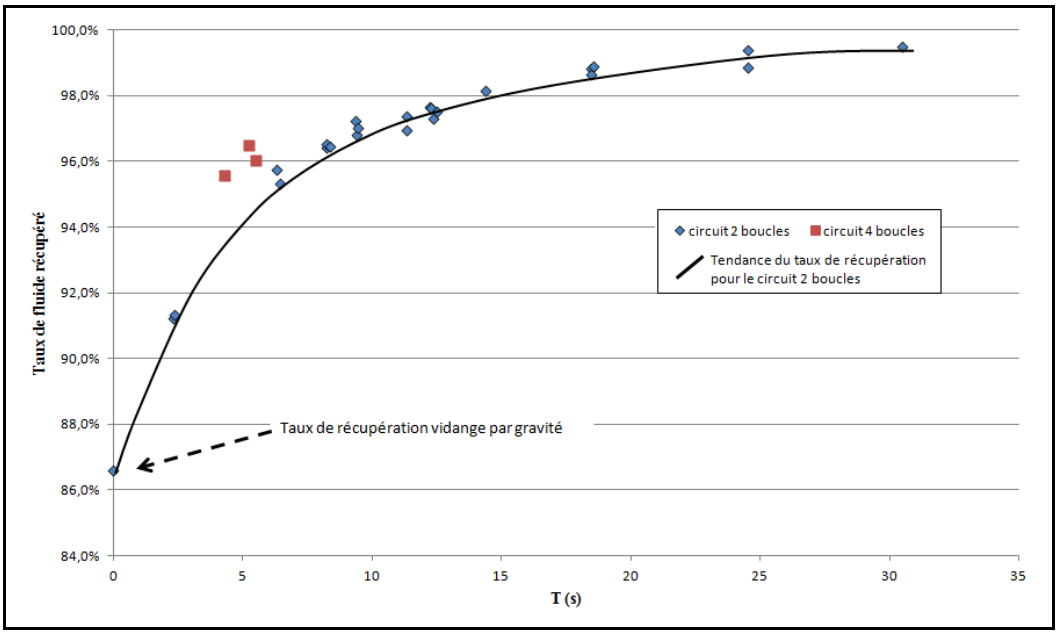


Figure 4.1 Taux de récupération de fluide d'un circuit à quatre boucles par rapport à un circuit à deux boucles

Les valeurs recueillies et sélectionnées pour tester la possibilité de modéliser la complexité en augmentant le nombre de boucles se situent au-delà des valeurs obtenues avec un circuit à deux boucles. Pour un même temps de mise sous pression, le taux de récupération est supérieur de 1 à 2%. Cependant, la quantité de point obtenus ne permet pas d'évaluer la forme de la tendance. Ce phénomène s'explique par le fait de la diminution du rayon de courbure des boucles qui a entrainé une augmentation des forces centrifuges générées lors de la circulation du fluide. La méthode d'augmentation des boucles pour simuler la complexité d'un circuit n'a pas été retenue, mais peut être approfondie dans le but de servir d'autres applications. Le pilote réalisé avec des sections de canalisations d'aérodyne a permis d'apporter l'élément de la complexité avec les pertes de charges du double coude. Ce pilote pourra être développé avec des sections de diamètres supérieurs et ainsi vérifier la constance de la progression de récupération de fluide grâce à la mise sous pression, ou explorer des pistes de réflexion sur la problématique des fluides hydraulique sous pression dans des canalisations. Les résultats obtenus expérimentalement ont été corroborés par les manipulations menées sur le circuit d'hélicoptère pour des diamètres et géométries similaires. Le pilote composé du circuit d'hélicoptère a permis de générer des résultats applicables en

exploitation et plus particulièrement pour les étapes planifiées de maintenance ainsi que l'amélioration au niveau de la conception des nouveaux modèles d'hélicoptères.

La superposition des courbes du pilote de laboratoire et du pilote de circuit d'hélicoptère illustrée sur la Figure 4.2 illustre la similitude des courbes obtenues. Dès lors, cela permet de valider que le pilote de laboratoire peut être utilisé comme modèle pour évaluer les tendances et proposer des solutions.

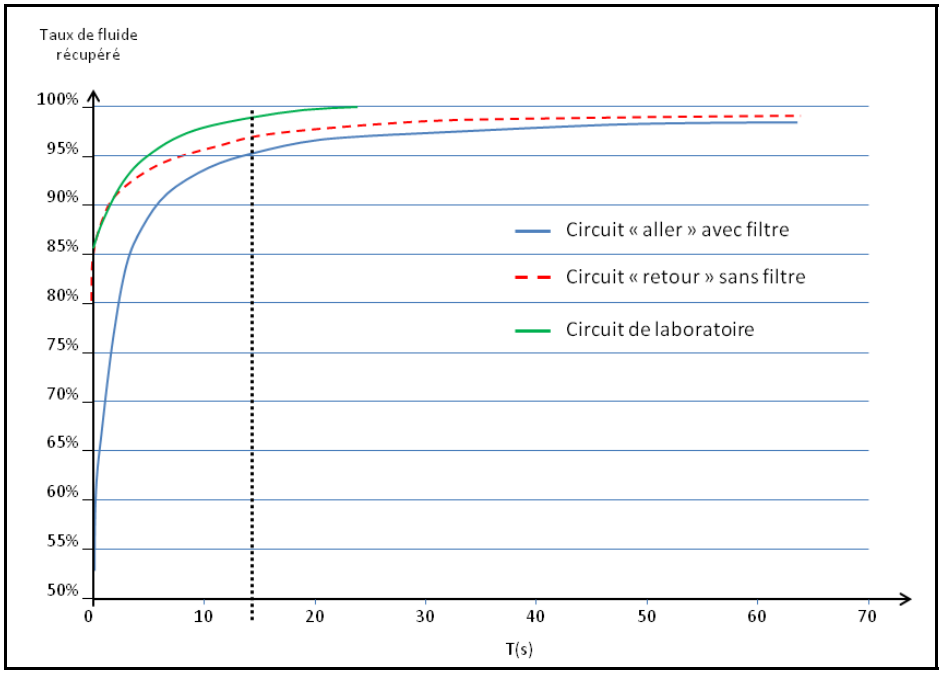


Figure 4.2 Comparaison de l'évolution du taux de récupération du circuit en polyéthylène et d'hélicoptère

Dans les trois cas, l'atteinte des 95% de récupération de fluide est faite en moins de 15 secondes. Dans le cas des deux pilotes, le point initial des courbes, qui correspond au taux de récupération suite à une vidange par gravité, diffère d'un pilote à l'autre. En effet, le fluide est plus facilement « éjecté » du circuit de laboratoire en polyéthylène (récupération de 85%) que du circuit de l'hélicoptère « aller » ou « retour » (respectivement 55% et 80% de taux de récupération). Toutefois, le taux de récupération de 95% est atteint dans les trois cas en

moins de 15 secondes et la présence du filtre dans le circuit de l'hélicoptère n'est pas un élément qui empêche la récupération du fluide résiduel.

L'observation du circuit en polyéthylène lors des manipulations montre que le fluide est évidemment localisé préférentiellement dans les points bas du circuit. Ce sont donc ces zones de circuits qui sont chargées en fluides lors de la vidange par gravité des réseaux des aérodynes. La mise en place de purges à ces endroits serait un moyen de diviser le réseau et ainsi permettre des vidanges plus efficientes. Ceci dit, cette solution doit être planifiée en adéquation avec les principes de conception aéronautique.

4.2 Opérationnalisation du processus pour les aérodynes

Les résultats du présent travail permettent de mettre en perspectives des éléments associés à la mise en œuvre des activités de démantèlement des aérodynes en fin de vie. Sur le plan de la faisabilité technique, les résultats spécifiquement obtenus sur les pilotes démontrent l'application de la méthode d'enlèvement sur un circuit hydraulique d'hélicoptère et des sections d'un réseau hydraulique reconstitué d'un avion.

Ceci considérant que l'opération de sécurisation est réalisée avant le démantèlement ou le stockage de l'appareil. Celle-ci représente une étape essentielle dans le processus de fin de vie d'un appareil. En effet, l'assurance d'une gestion sécuritaire du fluide hydraulique est un atout dans le déroulement des opérations planifiées. Cette garantie de récupération de fluide permet d'avoir une maîtrise des flux de matières, et implique :

- la quantification au plus juste des matières sortantes;
- la possibilité de mettre en place des filières de valorisation *in-situ*;
- la prévision des équipements de gestion des fluides;
- l'exploitation des bilans de masse pour le pilotage global des opérations de fin de vie;
- la mise à disposition d'information pour les prises de décision.

L'étape de sécurisation inclut l'enlèvement du fluide pour des aspects sécuritaires et environnementaux. Cette opération peut donc être élargie aux interventions de maintenance des aérodynes tout a long de leur vie utile. Le traitement de la fin de vie est alors assimilé à une opération de maintenance ultime pendant laquelle la totalité des éléments de l'aérodyne est retirée et acheminée vers différentes filières dont celle de la pièce de rechange usagée. La maintenance ou la réparation implique des changements de pièces et la possibilité d'utiliser des éléments recyclés. Dans une approche systémique des processus impliqués tant au niveau de la maintenance (appareil en service) que de la fin de vie, il apparaît que le matériel, le savoir-faire et la main d'œuvre sont communs. Par ailleurs, cette mutualisation des ressources entre ces deux étapes de la vie des appareils facilite l'identification des pièces à récupérer (et/ou reconditionner) sur les appareils en démantèlement en regard de la demande en pièces de rechange sur les appareils en maintenance

D'un point de vue organisationnel, il apparaît que les opérations de sécurisation en fin de vie auraient tout intérêt à être effectuées dans une zone aéroportuaire qui accueille des centres de maintenance et d'entretien d'appareil. En effet, l'intégration de l'opération de sécurisation (fin de vie) dans les opérations de maintenance et d'entretien mène à augmenter les volumes de matières résiduelles à traiter ainsi que la quantité et la disponibilité des pièces de rechange pour les étapes de maintenance et les marchés des pièces usagées. Le dimensionnement des filières est alors conçu au niveau d'une, voire plusieurs, flottes d'appareils durant leur cycle de vie (y compris le cycle opérationnel). Par exemple, pour une compagnie aérienne possédant 80 avions express régionaux, contenant environ 20 litres de fluide hydraulique (quantité estimée), il est justifié de trouver une filière pour le fluide sachant qu'il sera changé plusieurs fois dans la vie de chaque appareil. L'étude des enregistrements d'un hélicoptère font état d'un changement de fluide toutes les 1200 heures, pour un appareil d'une durée de vie de 23000 heures. Les volumes de fluide sont d'autant plus importants en considérant d'une part le nombre de fois que le fluide est changé par du neuf dans un appareil, et d'autre part, l'ensemble des appareils qui constituent la flotte. Les volumes de fluide hydraulique usagés deviennent dès lors représentatifs et facilite la justification de l'installation d'une unité de traitement (recyclage / valorisation).

Les circuits hydrauliques sont sous pression à 3000PSI. L'utilisation de cette pression pour vidanger les circuits est potentiellement envisageable. Cependant, l'ordre des opérations de sécurisations devra être tel que les opérations qui précèdent la vidange ne devront pas altérer le fonctionnement du circuit hydraulique. Ainsi, la mise hors service du circuit électrique doit être effectuée après la vidange des circuits hydrauliques pour maintenir le fonctionnement des vannes et des pompes. Par ailleurs, la construction d'abaques intégrant les paramètres des circuits permettrait de déterminer un temps de mise sous pression en fonction d'un taux de récupération souhaité. Ceci étant, l'évolution des technologies tend à s'orienter vers les commandes électriques pour les avions de lignes. Néanmoins, cette conception est à ses débuts dans le secteur commercial et l'ensemble des flottes en activité et en fabrication sont toujours équipées, pour la plupart, de réseaux hydrauliques. De plus, la durée de vie des avions approche les 30 ans. Dès lors, la pertinence de mettre en place des étapes de récupération sécuritaire des fluides hydrauliques des aérodynes prend tout son sens dans une perspective d'amélioration des activités de maintenance et de fin de vie des appareils pour au moins les 30 prochaines années.

4.3 Stratégies et recommandations

Dans une approche stratégique visant à mutualiser les opérations sur les appareils en service et en fin de vie, les sites de maintenance et de démantèlement partagent des installations et du personnel afin de mettre en communs les compétences techniques et organisationnelles. Ainsi, l'opérationnalisation des processus peut être effectuée dans le cadre des interventions programmées de maintenance. Dans cette optique, il apparaît pertinent de développer une unité d'enlèvement des fluides à l'échelle réelle applicable non seulement aux opérations de démantèlement d'un avion en fin de vie mais également aux interventions de maintenance sur un appareil en service. Dès lors, il s'agit de prendre en considération les contraintes des étapes de maintenance dans la conception de l'unité

Dans un autre ordre d'idée, toutes les expérimentations dans le cadre du présent travail ont été réalisées en considérant le point initial des mesures après la vidange par gravité d'une durée de deux minutes. En considérant que ce temps de vidange est une contrainte et qu'il doit être diminué, voire supprimé, il est envisageable d'intégrer une mise sous pression directe du circuit plein. Ce scénario été testé en réalisant une mise sous pression sans vidange préliminaire par gravité (circuit plein). Cependant, les essais ont généré des projections et des éclaboussures de fluide non contrôlables à la sortie du circuit de laboratoire. Pour aller plus avant dans cette voie, il serait nécessaire de développer une vanne pour empêcher les projections de fluide lors de la mise sous pression et ainsi éviter de contaminer la zone avec le fluide projeté.

Dans le cadre des essais réalisés, la pression a été maintenue constante à 15PSI. Toutefois, il est envisageable de modifier cette valeur en considérant qu'en l'augmentant cela va diminuer le temps nécessaire pour atteindre un taux de récupération désiré (95% par exemple). L'augmentation de la pression peut se justifier par la dimension du réseau hydraulique et/ou sa complexité qui vont influencer les pertes de charge. Typiquement, la mise sur le marché d'avions de grande dimension pour le transport de passagers justifierait l'intérêt de s'intéresser à l'adaptabilité de la méthode à un réseau plus important et/ou complexe.

Sur la base des réflexions découlant des travaux menés dans le cadre du projet, il ressort deux aspects intéressants au niveau des principes de l'éco-conception. Le premier repose sur l'intérêt de diviser les réseaux en sous-réseaux et ainsi diminuer les longueurs de circuit à vidanger. Le second s'intéresse aux pertes de charge et en particulier à l'effet des coudes. Il serait intéressant d'évaluer la faisabilité et l'intérêt de les remplacer par des cintrages qui favoriseraient l'écoulement du fluide non seulement en phase de fonctionnement mais également lors des étapes d'enlèvement. Ainsi, globalement, il s'agit d'intégrer les contraintes des opérations de maintenance et de fin de vie comme des critères de conception à part entière.

L'intérêt de la méthode d'enlèvement peut s'étendre à d'autres domaines. Les véhicules ferroviaires et automobiles sont des exemples d'application où il existe des réseaux qui contiennent des fluides. Bien que les réseaux soient de plus petites dimensions, en particulier dans le cas du secteur automobile, le grand nombre de véhicules, justifie l'intérêt de se préoccuper des fluides. À une autre échelle, les navires en fin de vie contiennent des réseaux étendus et complexes. Par ailleurs, les compresseurs et turbines industriels sont composés de réseaux hydrauliques et leur vidange s'effectue lors de leur mise hors service ou durant les entretiens périodiques. Dès lors la prise en considération de ses autres secteurs amènerait dès lors à réfléchir à la mutualisation non pas des activités associées à l'enlèvement des fluides mais bien des filières de traitement en aval des étapes de maintenance et de démantèlement de chacun de ces secteurs.

CONCLUSION

Les résultats de l'étude ont permis de montrer que l'utilisation d'air comprimé comme méthode d'enlèvement de fluides hydrauliques permet d'atteindre un taux de récupération total de 95%. La méthode testée sur trois types de pilotes et appliquée suite à la méthode conventionnelle (écoulement par gravité) permet de récupérer environ 45% de fluide supplémentaire en un temps huit fois plus court. En effet, les essais réalisés ont nécessité un temps d'environ 15 secondes comparativement à deux minutes dans le cas de l'écoulement gravitaire pour récupérer les 50 premiers pourcents de fluide. D'un point de vue environnemental, ces 45% de fluide hydraulique récupérés en plus sont autant de produit primaire contingenté (non déversé dans l'environnement) et de produits secondaires non utilisés (absorbants, chiffons, etc.) et donc non contaminés.

À une autre échelle, les résultats ont permis également de montrer l'intérêt de la conception des pilotes. En effet, ils permettent de reproduire les phénomènes et ainsi réaliser des simulations à des échelles différentes pour obtenir des tendances d'évolution de taux de récupération de fluide pour des circuits ayant d'autres caractéristiques de diamètre, longueur et/ou matière. À titre d'exemple, il serait pertinent d'évaluer l'utilisation de pressions plus importantes par le développement d'une vanne de contrôle pour éviter les éclaboussures de fluide lors de la récupération. En effet, les essais ont été réalisés à 15 PSI et les résultats ont montré que cela été suffisant. Cependant, il pourrait s'avérer pertinent d'utiliser en partie la pression existante dans les réseaux hydrauliques en service qui est de 3000 PSI.

Sur la base des constats issus des résultats et dans une perspective d'éco-conception, il serait pertinent d'envisager des modifications sur les réseaux de fluide hydraulique des aérodynes. Ces modifications s'appuient sur deux constats et abordent deux caractéristiques des réseaux. Le premier concerne la longueur et il s'agirait d'envisager des sous-réseaux avec des purges spécifiques aux points bas. Le second concerne les pertes de charge associées particulièrement à la présence de nombreux coudes. Dans ce dernier, une solution reposerait sur l'utilisation d'un cintrage des canalisations. Dans tout les cas, il s'agira d'intégrer les

contraintes de conception, fabrication, montage et de maintenance dans le processus d'évaluation de la performance de ces options.

Dans une approche globale des résultats qui visent initialement la sécurisation de l'appareil en amont de son démantèlement en fin de vie, il apparaît pertinent de mutualiser les ressources mises en jeu avec les étapes de maintenance de l'appareil tout au long de sa vie utile. Dans cette perspective, la réalisation d'une plateforme de démantèlement d'appareils en fin de vie devrait être planifiée en regard des installations existantes et opérationnelles associées aux étapes de maintenance. Dès lors, cela permettrait non seulement de mutualiser les ressources associées aux manipulations (personnel, équipements, etc.) mais également de favoriser le transfert de pièces usagées et ainsi maximiser leur réutilisation en fonction des demandes spécifiques aux étapes de maintenance. Par ailleurs, la réalisation des étapes de maintenance et de démantèlement réalisées sur un même site permet d'augmenter le volume de fluide récupéré et du fait même améliorer l'efficience de filières potentielles de traitement. Dans cette optique, l'étape de démantèlement serait considérée comme une étape de maintenance ultime.

ANNEXE I

PRÉSENTATION DES SECTIONS DE CANALISATIONS HYDRAULIQUES D'AVIONS

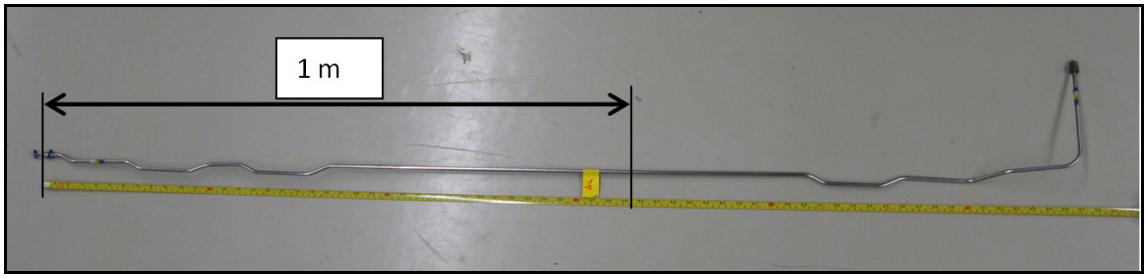


Figure-A I-1 Photo de la section |1|

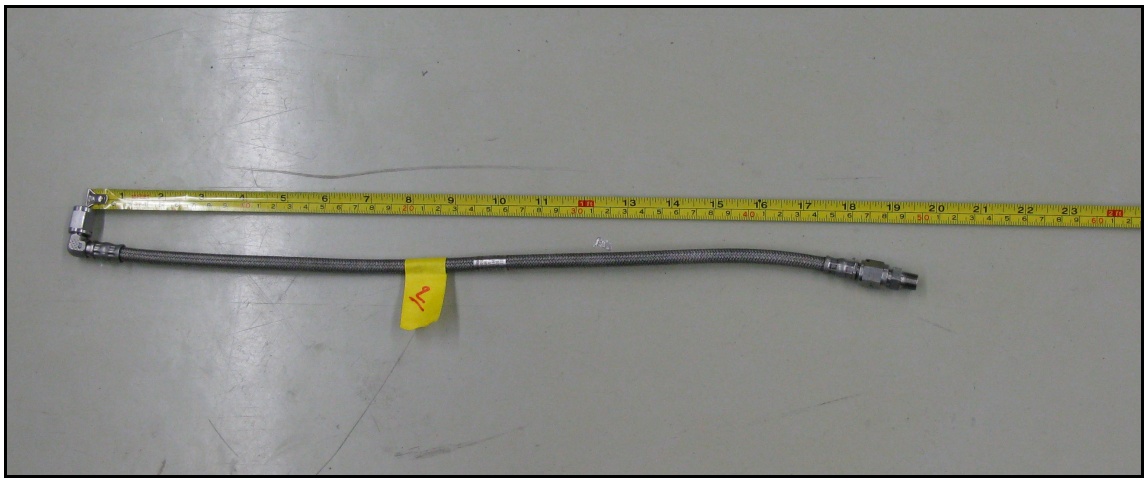


Figure-A I-2 Photo de la section |2|, flexible

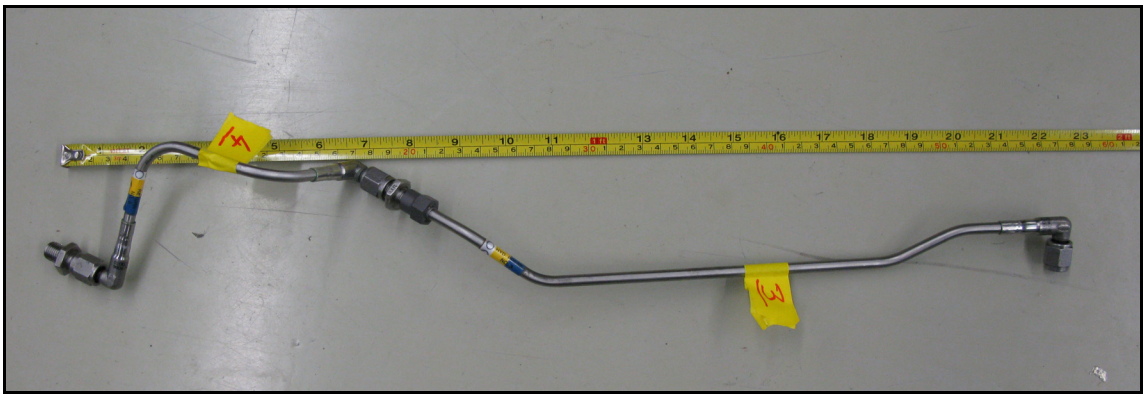


Figure-A I-3 Photo des sections |3| et |4|

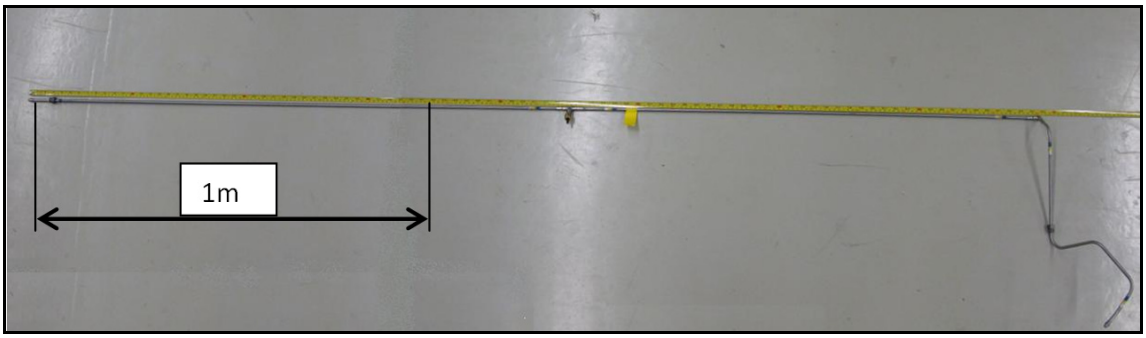


Figure-A I-4 Photo de la section |5|

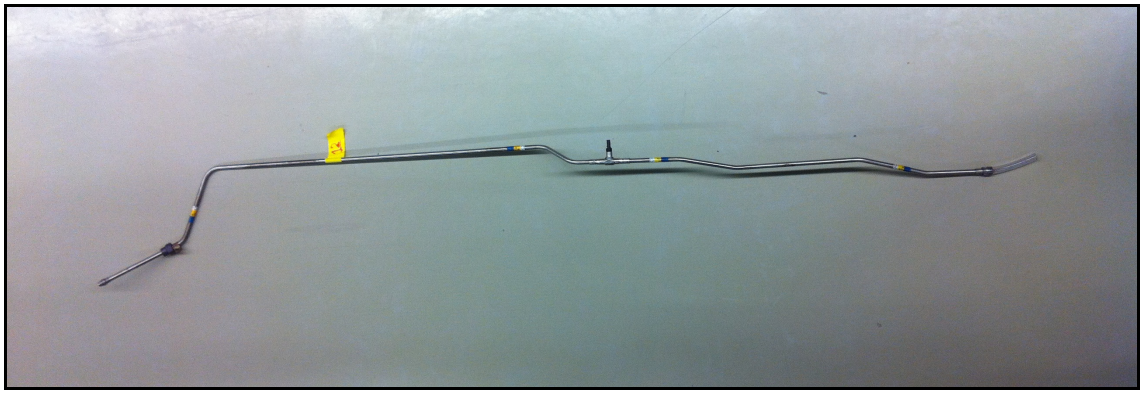


Figure-A I-5 Photo de la section |12|

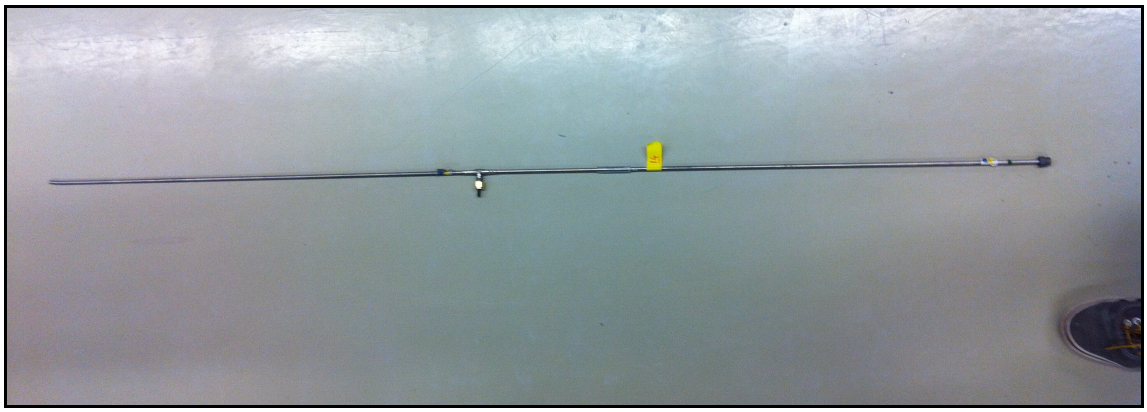


Figure-A I-6 Photo de la section |14|

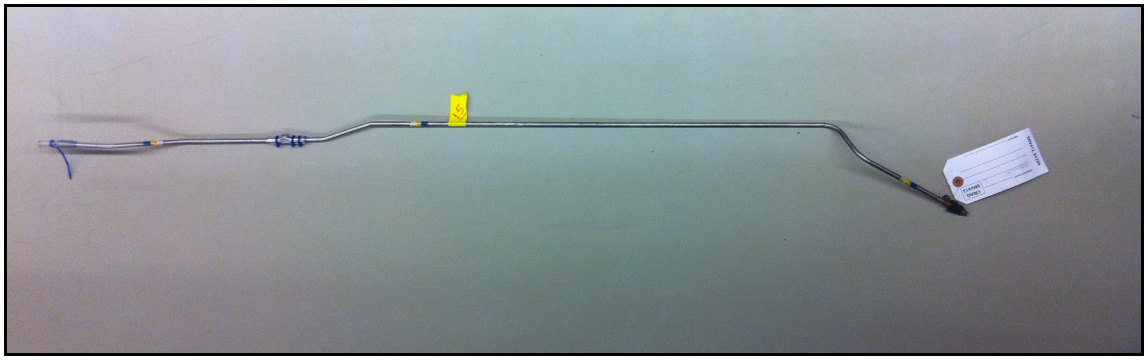


Figure-A I-7 Photo de la section |15|

Figure-A I-8 Photo de la section double coude 90°

ANNEXE II

RELEVÉ DES DONNÉES OBTENUES PAR LE PILOTE PRÉLIMINAIRE DE LABORATOIRE

	Temps (s)	**0,01**	**2,32**	**2,38**	**6,32**	**6,47**
Seringue	**Masse pleine**	79,5360	81,3900	82,0650	75,1948	74,3425
	Masse vide	40,4281	40,4281	41,5848	35,6524	35,2081
	Masse huile injectée	39,1079	40,9619	40,4802	39,5424	39,1344
Bécher	**Masse vide**	94,4652	94,7604	94,5525	94,1933	94,1130
	Masse plein	128,3265	132,1313	131,5190	132,0482	131,4211
	Masse huile récupérée	33,8613	37,3709	36,9665	37,8549	37,3081
	Taux huile récupérée %	86,6	91,2	91,3	95,7	95,3
Tuyau	**Masse avant**	54,6231	54,6550	54,5968	54,4346	54,5225
	Masse après	59,7562	58,0122	57,9575	56,0464	56,3263
	Masse d'huile tuyau	5,1331	3,3572	3,3607	1,6118	1,8038
	Masse d'huile tuyau %	13,12	8,20	8,30	4,07	4,61
Pertes	**Perte ou erreur %**	0,29	0,57	0,38	0,19	0,06

	Temps (s)	**8,25**	**8,25**	**8,38**	**9,37**	**9,43**
Seringue	**Masse pleine**	79,1188	78,6412	76,6863	79,2130	84,8669
	Masse vide	38,0662	37,1228	35,4945	38,2220	43,9662
	Masse huile injectée	41,0526	41,5184	41,1918	40,9910	40,9007
Bécher	**Masse vide**	94,3371	94,1504	94,1660	94,3221	94,6211
	Masse plein	133,9176	134,2272	133,9028	134,1729	134,2147
	Masse huile récupérée	39,5805	40,0768	39,7368	39,8508	39,5936
	Taux huile récupérée %	96,4	96,5	96,5	97,2	96,8
Tuyau	**Masse avant**	54,6320	54,4278	54,5825	54,5627	54,5160
	Masse après	56,0727	55,8632	55,9848	55,6496	55,8205
	Masse d'huile tuyau	1,4407	1,4354	1,4023	1,0869	1,3045
	Masse d'huile tuyau %	3,51	3,46	3,40	2,65	3,19
Pertes	**Perte ou erreur %**	0,08	0,01	0,13	0,13	0,01

	Temps (s)	**9,44**	**11,32**	**11,33**	**12,25**	**12,29**
Seringue	**Masse pleine**	80,3007	82,2729	81,1900	79,5290	78,1475
	Masse vide	39,3702	40,8504	38,4055	38,2425	37,2646
	Masse huile injectée	40,9305	41,4225	42,7845	41,2865	40,8829
Bécher	**Masse vide**	94,6214	94,4358	94,4597	94,1962	94,4320
	Masse plein	134,3271	134,5946	136,1277	134,5172	134,3380
	Masse huile récupérée	39,7057	40,1588	41,6680	40,3210	39,9060
	Taux huile récupérée %	97,0	96,9	97,4	97,7	97,6
Tuyau	**Masse avant**	54,6202	54,7175	54,5758	54,6080	54,5667
	Masse après	55,8267	55,9543	55,6694	55,5084	55,5310
	Masse d'huile tuyau	1,2065	1,2368	1,0936	0,9004	0,9643
	Masse d'huile tuyau %	2,95	2,99	2,56	2,18	2,36
Pertes	**Perte ou erreur %**	0,045	0,065	0,054	0,158	0,031

	Temps (s)	**12,35**	**12,48**	**14,37**	**18,45**	**18,45**
Seringue	**Masse pleine**	81,1584	82,6390	80,7668	80,2512	81,6696
	Masse vide	39,9156	42,4476	40,5763	40,6220	41,6772
	Masse huile injectée	41,2428	40,1914	40,1905	39,6292	39,9924
Bécher	**Masse vide**	94,4400	94,3357	94,6828	94,7963	94,7971
	Masse plein	134,5637	133,5268	134,1307	133,9572	134,2413
	Masse huile récupérée	40,1237	39,1911	39,4479	39,1609	39,4442
	Taux huile récupérée %	97,29	97,5	98,2	98,8	98,6
Tuyau	**Masse avant**	54,7163	54,5744	54,5824	55,7991	54,5795
	Masse après	55,7766	55,5336	55,3108	56,2088	55,1214
	Masse d'huile tuyau	1,0603	0,9592	0,7284	0,4097	0,5419
	Masse d'huile tuyau %	2,57	2,39	1,81	1,03	1,36
Pertes	**Perte ou erreur %**	0,14	0,10	0,04	0,15	0,02

	Temps (s)	**18,56**	**24,5**	**24,5**	**30,47**	
Seringue	**Masse pleine**	80,9705	83,1269	82,1143	82,0065	
	Masse vide	41,3862	43,3815	42,3669	42,0847	
	Masse huile injectée	39,5843	39,7454	39,7474	39,9218	
Bécher	**Masse vide**	94,9692	95,1442	94,7737	94,9380	
	Masse plein	134,1119	134,6425	134,0691	134,6539	
	Masse huile récupérée	39,1427	39,4983	39,2954	39,7159	
	Taux huile récupérée %	98,9	99,4	98,9	99,5	
Tuyau	**Masse avant**	55,8048	55,7856	54,6479	55,6602	
	Masse après	56,1965	56,0164	55,0419	55,8379	
	Masse d'huile tuyau	0,3917	0,2308	0,3940	0,1777	
	Masse d'huile tuyau %	0,99	0,58	0,99	0,45	
Pertes	**Perte ou erreur %**	0,13	0,04	0,15	0,07	

BIBLIOGRAPHIE

ADEME (Agence De l'Environnement et de la Maitrise de l'Énergie). 2006. « Étude de la fin de vie des moyens de transport en France (hors VHU) ». 161 p.

ADEME. 2009. « Étude d'évaluation technique, environnementale et économique du procédé de gazéification de déchets par torche à plasma de PlascoEnergy Group ». 66 p.

AFP (Agence France-Presse). 2011. The Sydney morning herald. « Australia gets first plane 'boneyard' outside US ». Publié le 27 mai 2011.

AFRA. 2013. « Best management practice for management of used aircraft parts and assemblies and for recycling of aircraft materials », version 3.0 du 22 avril 2013. 110 p.

Amoedo A.L. 2012. « Analyse des filières de traitement des avions en fin de vie ». École des Mines de Saint Étienne, France. Rapport de stage de fin d'étude d'ingénieur.

Airbus. 2013. « Global market forecast, future journeys 2013 – 2032 ». 60 p.

Airbus. 2013. « eco-efficiency at every step of the aircraft life cycle ». En ligne http://www.airbus.com/innovation/eco-efficiency/aircraft-end-of-life/pamela/. Consulté le 10 avril 2013.

Asmatulu Eylem, Twomey Janet et Overcash Michael. 2013. « Evaluation of recycling efforts of aircraft companies in Wichita ». *Resources, Conservation and Recycling*, vol. 80, novembre 2013, p. 36-45.

BEA (Bureau d'Enquête et d'Analyse) pour la sécurité de l'aviation civile. 2008. « Incidents en transport aérien, pannes hydrauliques ». Ministère de l'Écologie, de l'Énergie, du Développement durable et de l'Aménagement du territoire. N°9, juin 2008. 8 p.

Commission nationale de la défense et des forces armées. 2011. « Rapport d'information sur la fin de vie des équipements militaires. N°3251 ». Assemblée Nationale. Présenté par Michel Grall. 125 p.

CRIAQ. 2012. Rapport Ascent journey.

Dailymail. 2010. « Where planes go to die : massive £22billion air force 'boneyard' revealed in high resolution by Google Earth ». En ligne. http://www.dailymail.co.uk/news/article-1253068/Massive-22billion-air-force-scrap-yard-revealed-high-resolution-Google-Earth.html. Consulté le 23 mars 2013.

FAA (Federal Aviation Administration). 2008. US Department of Transportation. Aviation maintenance technician handbooks – general, FAA-8083-30-H, chap 7.

FAA. 2012. US Department of Transportation. Aviation maintenance technician handbooks – airframe, chap 12.

Gutowski TG, Bakshi B, Sekulic D. 2013. « Introduction on to life cycle assessment ». En ligne http://web.mit.edu/ebm/www/250s_2013/Session%203.pdf. Consulté le 15 janvier 2014.

Haber R. 2013. Président et chef de la direction de Recyckinfo et AeroCycle dans La Presse du 19 décembre 2013 recueilli par Marie Tison.

Hydraulics and pneumatics. 1998. « The challenges of aircraft hydraulic design ». En ligne http://hydraulicspneumatics.com/aerospace/challenges-aircraft-hydraulic-design, 1 juillet 1998. Consulté le 25 mars 2013.

Larousse. 2013. « Dictionnaire de français ». En ligne. http://www.larousse.fr/dictionnaires/francais/a%C3%A9rodyne/1303?q=a%C3%A9rodyne#1296. Consulté le 4 avril 2013.

Lemay JF. 2014., « Air Transat et Aerocycle créent un programme de démantèlement écoresponsable d'avions commerciaux ». Produit pour l'industrie québécoise. En ligne. http://www.piq-mag.ca/nouvelles/air-transat-et-aerocycle-creent-un-programme-de-demantelement-ecoresponsable-d-avions-commerciaux.html. Consulté le 27 janvier 2014.

Machinery Lubrication. 2011. « AAR PetroTech to Offer Oil Purification Systems for Airline Industry ». En ligne. http://www.machinerylubrication.com/Read/28554/aar-petrotech-oil-purification. Consulté le 15 novembre 2012.

Marino Michael P. et Placek Douglas G. 1999. « Synthetic Lubricants And High-Performance Functional Fluids, Revised And Expanded ». publié par Rudnick Leslie R., Shubkin Ronald L. CRC Press, 10 mars 1999. Part I, chap. 4, p. 104. - 904 p.

Mayer, F. L., Adams, W. J., Finley, M. T., Michael, P. R., Mehrle, P. M. and Saeger, V. W. 1981. « Phosphate ester hydraulic fluids : an aquatic environnmental assessment of Pydrauls 50E and 115E ». In *Aquatic toxicology and hazard assessment : fourth conference.* ASTM STP 737, sous la direction de Branson, D. R. et Dickson, K. L., American society for testing and materials, p. 103-123.

Neadle D.J. 1994. « Lubricants recycling ». Industrial lubrication and tribology, vol. 46, n°4, (juillet/août 1994), p. 5-7. Présenté au 9° colloque international de *Technische Akademie Esslingen Weiterbildungszentrum Ostfildern* "Ecological and Economic Aspects of Tribology", 1-13, January 1994.

Postiaux J.M. 2008. « le rôle sociétal des entreprises : une responsabilité partagée ? », ISBN : 978-2-87209-918-4. p. 96.

Québec (Province). À jour au 01 mars 2013. *Loi sur la Qualité de l'environnement, Règlement sur les matières dangereuses : L.Q.E., chap. Q-2, r.32*. En ligne. Québec (Qc.) : Éditeur officiel du Québec. http://www2.publicationsduquebec.gouv.qc.ca/dynamicSearch/telecharge.php?type=3&file=/Q_2/Q2R32.HTM. Consulté le 26 mars 2013.

Solutia Incorporation. 2011. « Fiche signalétique Skydrol ® LD4 : fluide hydraulique résistant au feu ». 9 p.

US Department of Energy. 2006. « Used oil re-refining study to address Energy Policy Act of 2005 ». Section 1838.

Woolaston V. 2013. Dailymail « the great aviation graveyard: New aerial images show hundreds of planes left to die across the American deserts ». Publié le 6 juin 2013.