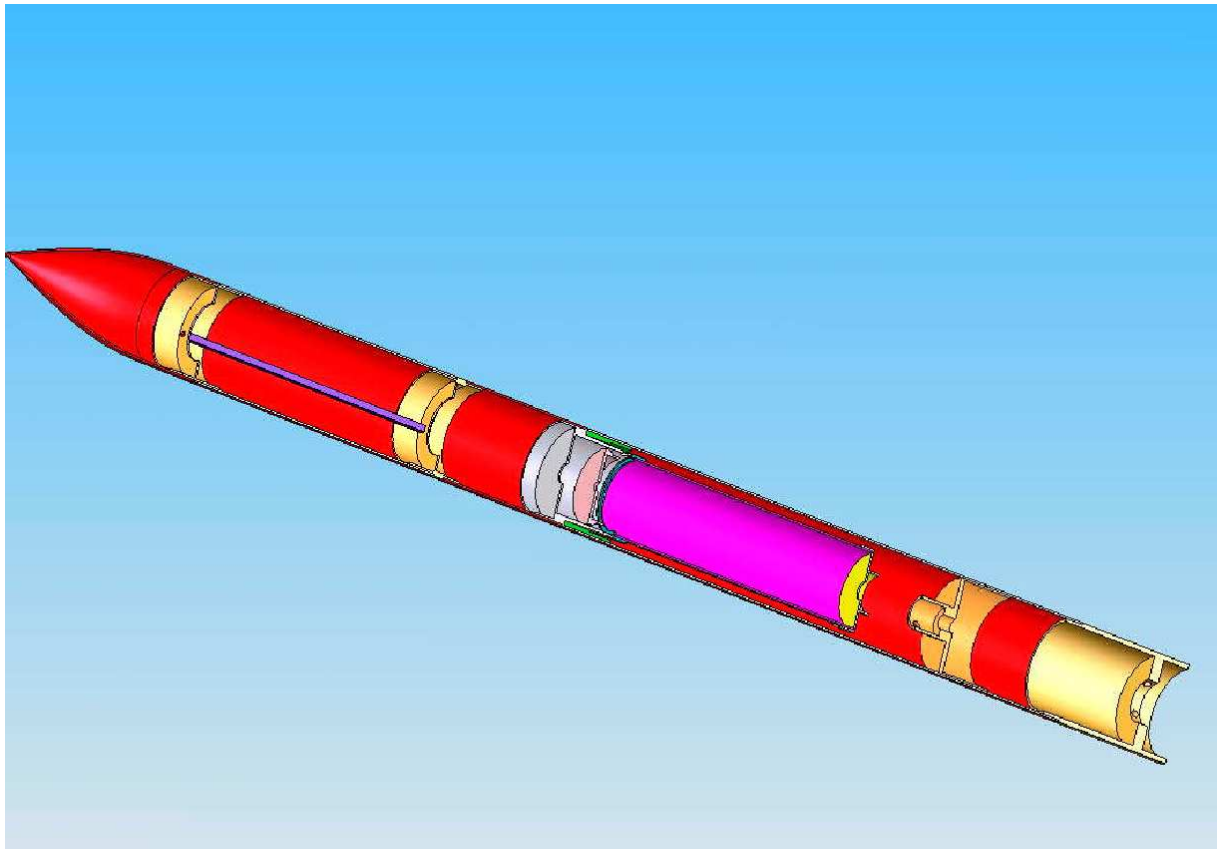


ALTAÏR



Compte rendu final Octobre 2005

Rédaction : MOREL Aude
GAUTHERON Vincent

Remerciements

Nous remercions fortement tous les sponsors et partenaires industriels du club ou du projet :

- CNES (propulseur, campagne)
- Planète Sciences (ex-ANSTJ) (suivi et organisation)
- Parker (électrovanne et vérin)
- Leduc (Ressort)
- Union Thermique (aluminium)
- Zodiac (anciennement Aerazur) (parachute)
- Keller (capteur de pression)
- ESTACA (financier et facilités techniques)
- FUSION ARGON (soudure des ailerons)

Nous tenons également à remercier notre suiveur de Planète Sciences, Clément Marion, pour ses précieux conseils.

De plus, nous avons apprécié l'aide de Damien SUCHER et Léo CÔME.

Enfin, nous tenons à remercier la Debug team de la Courtine, qui nous a permis de qualifier la fusée lors de la campagne.



L'équipe d'ALTAÏR : Enguerran, Aude, Vincent et Mylène

Sommaire

REMERCIEMENTS	2
SOMMAIRE	3
INTRODUCTION	4
PRESENTATION DE L'ECOLE : L'ESTACA	4
PRESENTATION DU CLUB : L'ESO	4
PRESENTATION DE L'EQUIPE : ALTAÏR	5
OBJECTIFS	6
<i>Présentation de l'expérience</i>	6
<i>Détermination de la vitesse à partir de la différence de pression</i>	6
<i>Détermination du Cx</i>	7
MOYENS	9
<i>Moyens financiers</i>	9
<i>Moyens techniques</i>	9
<i>Planning</i>	10
CONCEPTION ET DIMENSIONNEMENT MECANIQUE	11
GENERALITES	11
SEPARATION	11
<i>Choix</i>	11
<i>Principe</i>	12
DIMENSIONNEMENT	12
<i>Constante de raideur du ressort</i>	12
<i>Dimensionnement du vérin</i>	14
<i>Dimensionnement du parachute</i>	16
MODELISATION TRAJEC	17
CONCEPTION DE LA PARTIE ELECTRONIQUE	19
SYSTEME GENERAL	19
MINUTERIE	20
CHAINE DE MESURE	21
<i>Les capteurs de pression</i>	21
<i>Choix et conditionnement des capteurs</i>	22
<i>Branchement des capteurs</i>	24
REALISATION / INTEGRATION	25
LED	25
PLAN D'INTEGRATION	26
PLAN DE CABLAGE	27
LA CAMPAGNE DE LANCEMENT ET LE VOL	28
QUALIFICATION	28
VOL	28
LES PIC	29
CAPTEUR DE PRESSION STATIQUE	29
CAPTEUR DE PRESSION DYNAMIQUE	30
RESULTATS DE L'EXPERIENCE	31
CONCLUSION	38
ANNEXES	39

Introduction

Ce document regroupe l'ensemble des informations concernant le projet de fusée expérimentale nommée Altair. Il contient les calculs de conception, le déroulement du projet et l'interprétation de l'expérience.

Le projet, commencé en octobre 2004, a été lancé le jeudi 28 juillet 2005 à 18h01 lors de la campagne de lancement nationale organisée par le CNES et Planète Sciences sur le terrain militaire de La Courtine et a effectué un vol nominal.

Présentation de l'école : l'ESTACA

L'Ecole Supérieure des Techniques Aéronautiques et de Construction Automobile forme des ingénieurs en 5 ans. Elle recrute ses étudiants en grande majorité après un baccalauréat scientifique.

Les études, axées autour des mathématiques, de la mécanique et des sciences physiques, préparent aux métiers des transports grâce à quatre dominantes: Automobile, Ferroviaire, Aéronautique et Espace.

Elle délivre un diplôme reconnu par la commission des titres d'ingénieurs, dans quatre filières : Structure et Matériaux, Commande et Systèmes, Fluides et Energétique et Vibrations et Acoustique.

Chaque année, environ 160 élèves sont diplômés et sont embauchés par les grands noms de l'industrie des transports comme Renault, PSA, Airbus, Dassault Aviation ...

Présentation du club : l'ESO

L'ESO (ESTACA Space Odyssey) est une association loi 1901 dont l'objectif est de promouvoir l'activité aérospatiale au sein de l'école et du grand public. Elle y parvient en réalisant, notamment, la conception, la fabrication et le lancement de fusées ou de ballons expérimentaux, grâce à l'encadrement du CNES et de Planète Sciences. L'association a réalisé une trentaine de fusées et de ballons depuis sa fondation en 1991. Elle compte aujourd'hui une trentaine de membres, tous étudiants à l'ESTACA, travaillant sur plusieurs projets.

Adresse postale : ESO
 34 rue Victor Hugo
 92300 Levallois Perret

Adresse électronique : eso@estaca.fr
Site Internet : www.eso.online.fr

Pour l'année 2004-2005, le Conseil d'Administration comprenait :

Président :	Pierre SERIN
Vice-président :	Guillaume FONVIELLE
Trésorière :	Aude MOREL
Secrétaire :	Florent MICHAUX

Présentation de l'équipe : ALTAÏR

Les Participants au projet ALTAÏR sont:

Aude MOREL	(3 ^e) (chef de projet)
Angélique WOELFFLE	(4 ^e) (chef de projet)
Vincent GAUTHERON	(3 ^e) (mécanique)
Mylène PITER	(1 ^e) (mécanique)
Jérôme VERDONCQ	(4 ^e) (mécanique)
Jérôme JAMBON	(3 ^e) (électronique)
Enguerran LIBAUDIERE	(3 ^e) (électronique)

L'équipe de cette fusée expérimentale est composée de sept personnes, toutes étudiantes à l'ESTACA et provenant de toutes les promotions. La conception et la réalisation mécanique étaient assurées par quatre personnes tandis que les trois autres s'occupaient de l'électronique de bord. Cette fusée ayant pour objectif, entre autres, la formation des nouveaux membres du club, la moitié de l'équipe est constituée de novices, encadrés par des anciens membres (qui occupent les postes-clefs).

Objectifs

1°) Présentation de l'expérience

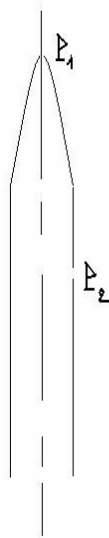
L'expérience consiste à transformer la fusée en tube de Pitot et ce, dans le but de déterminer le coefficient de traînée de celle-ci.

Afin de déterminer ce coefficient, nous avons besoin de connaître la vitesse de la fusée au cours de son vol et nous pouvons déduire cette vitesse à partir des mesures de pression statique et dynamique.

C'est la raison pour laquelle nous allons placer plusieurs orifices, l'une est située à l'extrémité de l'ogive et les autres se trouvent sur la bague inférieure supportant le treillis.

A l'extrémité de l'ogive, nous mesurons la somme des pressions statique et dynamique tandis qu'au niveau des orifices latéraux nous ne mesurons que la pression statique. C'est pourquoi nous avons opté pour un capteur de pression différentiel. Le capteur de pression différentiel nous donnera la valeur de la différence de pression.

2°) Détermination de la vitesse à partir de la différence de pression



On a :

$$P_1 = P_s + P_d$$

$$P_2 = P_s$$

D'après la formule de Bernoulli, on a:

$$P_1 + \rho g z_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \rho g z_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

Or $V_1 = 0$ m/s (point d'arrêt) et de plus, la différence d'altitude entre le point 1 et 2 est négligeable devant les autres termes.

Il vient :

$$P_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

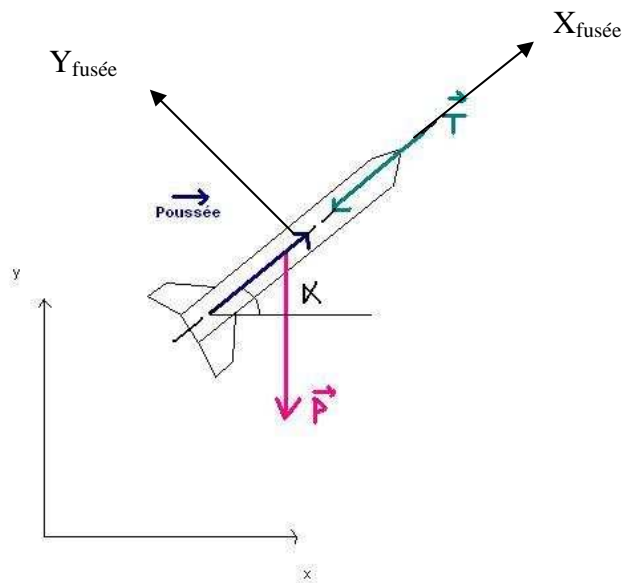
D'où

$$V_2 = \sqrt{\frac{2(P_1 - P_2)}{\rho}}$$

avec $V_2 =$ vitesse de la fusée

La vitesse nous est donc donnée directement par la différence de pression donnée par notre capteur.

3°) Détermination du C_x



On applique le principe fondamental de la dynamique:

$$\sum \vec{Forces} = m\vec{a}$$

On considère que les seules forces s'appliquant au système sont la force de pesanteur, la traînée et la force de poussée, d'où :

$$m\vec{a} = \frac{1}{2}\rho S C_x \vec{V}^2 + m\vec{g} + \vec{P}oussée$$

En projetant chacun des vecteurs dans le repère de la fusée, et en écrivant l'accélération comme la dérivée de la vitesse, on obtient:

$$m \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2}\rho S C_x V^2 - m.g.\sin\alpha + Poussée$$

On connaît le poids, la masse volumique de l'air (considérée constante lors du parcours de la fusée), le maître couple et on prendra la valeur théorique de la force de poussée. Concernant la valeur de l'angle $\alpha(t)$ entre le corps de la fusée et l'horizon, on prendra la valeur fournie par Trajec.

En final, on a donc:

$$C_x = \frac{m \frac{dV}{dt} - Poussée + mg.\sin\alpha}{-\frac{1}{2}\rho S V^2}$$

Moyens

Pour mener à bien ce projet, certains besoins sont essentiels, surtout d'ordre temporel, technique et financier. Bien entendu, rien ne serait possible sans l'apport des partenaires et sponsors, aussi bien au niveau matériel et technique qu'au niveau financier.

1°) Moyens financiers

Estimation des Coûts

Domaine	Type	Objet	Coût	Partenariat	Partenaire
Mécanique	Structure Alu	Bague de raccordement	275,00 €	275,00 €	Union Thermique
		Bague propu	100,00 €	100,00 €	Union Thermique
		Usinage	475,00 €	475,00 €	ESTACA
		Soudure Ailerons	80,00 €	40,00 €	Fusion Argon
	Structure Composite	Fibre de Carbone 2m ²	120,00 €		
		Fibre de Verre 1m ²	15,00 €		
		Matériel	75,00 €		
	Propulsion	Propulseur Isard	1 500,00 €	1 500,00 €	CNES
		Vérin	150,00 €	150,00 €	Parker Pneumatique
	Système de récupération	Parachute	150,00 €	150,00 €	Zodiac (Aerazur)
Emérillon		20,00 €			
Cordes		10,00 €			
Electronique	Système électronique	Minuterie	100,00 €		
		Télémesure analogique	150,00 €		
		Enregistreur	100,00 €		
		Capteur Pression	40,00 €	40,00 €	Keller
	Connectique	Intégration	50,00 €		
Alimentation	Piles	100,00 €			
Campagne	Transport		100,00 €	100,00 €	ESO
	Hébergement	par personne	100,00 €	100,00 €	chaque membre
	Logistique		2 000,00 €	2 000,00 €	CNES - Planète Sciences
Total			5 710,00 €	4 930,00 €	
Reste à notre charge			780,00 €		
Budget			1 000,00 €		ESO

2°) Moyens techniques

L'ESO utilise le matériel de l'ESTACA, ce qui facilite la conception ainsi que la fabrication mécanique. Au niveau de l'électronique, l'école est pourvue de labo mais ne possède pas de moyen de gravure des cartes. L'ESO a donc son propre matériel, mais la mise en oeuvre pratique est moins aisée.

3°) Planning

Planning Altaïr

ALTAÏR		Novembre				Décembre					Janvier				Février				Mars					Avril					Mai					Juin				
semaine	2004-2005	45	46	47	48	49	50	51	52	53	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25			
Méca	Définition	■																																				
	Conception	■																																				
	Dimensionnement										■																											
	Usinage														■				■																			
	Tubes carbone														■																							
	Ailerons																							■														
	Intégration																							■														
Elec	Définition Générale	■																																				
	Minuterie	■ C				■ PT									■ C				■ PT					■ R					■ P					■ T				
	Mise en œuvre					■ C					■ PT				■ C				■ PT					■ R					■ P					■ T				
	Intégration																							■					■									
Divers	Vacances					■					■				■									■					■									
	Partiels et révisions	■									■								■										■									
	Départ 4°																							■					■									

C : conception
 PT : plaque de test
 R : routage
 P : plaque
 T : test

Conception et dimensionnement mécanique

1°) Généralités

La recherche d'un compromis entre masse et place disponible nous a conduits aux caractéristiques suivantes :

Diamètre extérieur : 105 mm

Hauteur : 1700 mm

Matériau des bagues : Aluminium

Matériau du corps de la fusée : Fibres de verre (3) et de carbone (2)

Matériau de la coiffe : Fibres de verre

Masse sans propulseur : 7,0kg

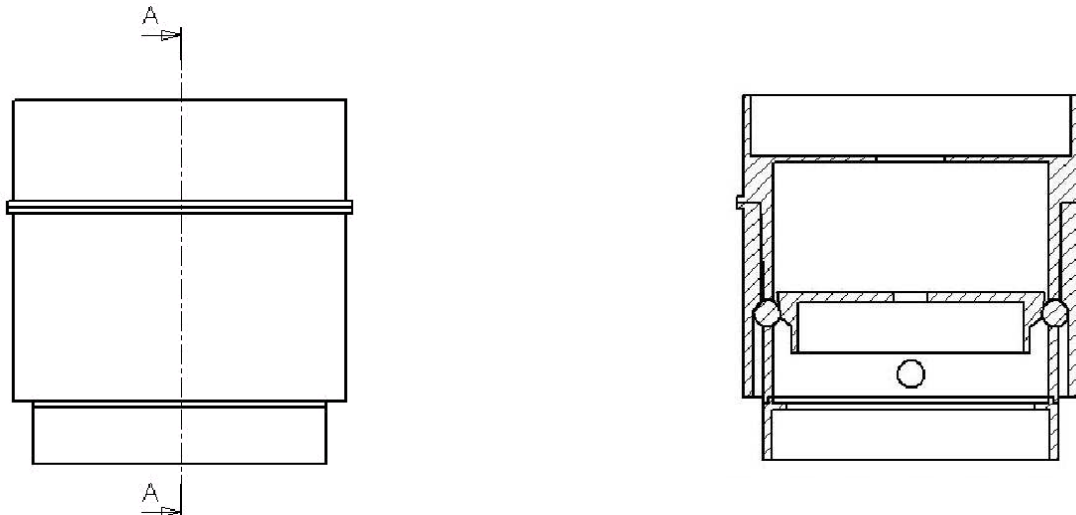
La fusée est ainsi constituée de 7 bagues en aluminium, de 4 tubes en carbone, d'une ogive et de 4 ailerons.

Ces caractéristiques et l'expérience, nécessitant une forte poussée, imposent le choix du moteur Isard comme propulseur.

2°) Séparation

2.1) Choix

L'équipe étant au début de l'année relativement inexpérimentée, et le cahier des charges imposant une séparation déjà éprouvée lors de précédents vols, le choix d'une séparation transversale pneumatique à billes type « Revanche » et « Pif » s'est vite imposé. En effet, le club a acquis une certaine expérience quant à la réalisation de ce type de séparation, nous permettant ainsi d'obtenir la plus grande fiabilité possible.



2.2) Principe

Le vérin est solidaire de la bague supérieure. La bague conique est solidaire avec la tige du vérin. Ainsi la mise sous pression du vérin sous 6 bars entraîne la sortie de la tige et la descente de la bague conique. Les billes sont alors poussées pour se mettre en appui sur la bague inférieure. Ces billes solidarissent la bague inférieure avec la bague supérieure. Pour l'ouverture, une électrovanne permet de vider le vérin. Un ressort de rappel suffit alors pour rentrer la tige aidée par le ressort du parachute. La bague conique remonte et libère les 6 billes. Le ressort du parachute permet la séparation complète des 2 bagues par l'intermédiaire des coquilles du parachute.

3°) Dimensionnement

3.1) Constante de raideur du ressort

La réglementation nous impose la chose suivante :

La technique de séparation activée, le ressort qui éjecte les coquilles du parachute doit les faire sortir d'au moins la moitié de leur longueur.



Fig. 1 : Etat d'équilibre à la séparation non activée

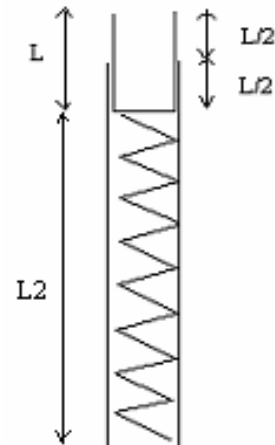


Fig. 2 : Etat d'équilibre à la séparation activée

Pour plus de sécurité, nous dimensionnerons le ressort de telle façon à ce que la longueur totale des coquilles du parachute sorte du tube.

Etude énergétique

En faisant un bilan énergétique, on trouve que l'énergie potentielle du ressort se transforme en énergie potentielle de pesanteur :

$$m * g * \Delta z = 1/2 * k * \Delta x^2$$

Avec :

m = la masse de la partie supérieure

g = accélération gravitationnelle

Δz = différence d'altitude des coquilles du parachute

k = constante de raideur du ressort

soit : $m * g * \Delta z = 1/2 * k * (L1 - L2)^2$

Dimensionner le ressort revient à optimiser les valeurs de sa constante de raideur 'k' et sa longueur à vide. 'k' étant le plus contraignant, on fixera la longueur à vide pour optimiser la constante de raideur.

On a donc :

$$k = \frac{2 * m * g * \Delta z}{(L1 - L2)^2}$$

Etude de la géométrie d'Altair

Prenons les différentes mesures grâce au à notre fusée modélisée sur SolidWorks. On trouve :

- La longueur du tube de parachute = 470 mm
- La longueur des coques du parachute = 300 mm

Dimensionnement des paramètres

On dispose d'une équation et l'on veut optimiser deux paramètres. La constante de raideur étant le paramètre le plus contraignant, on décide de fixer la longueur à vide.

On prend $L_0 = 300$ mm

Nous trouvons donc les résultats suivants :

Dimensionnement du ressort	
masse	5 kg
gravité	9,81 m/s ²
Delta Z	0,4 m
Longueur à vide (fixée, supposée)	0,3 m
Longueur comprimée	0,07 m
Constante de raideur	750 N/m
Longueur tube para	0,47 m
Longueur coque para	0,3 m
Résultats:	
Longueur comprimée	0,07 m
Longueur à vide	0,3 m
Constante de raideur	1200 N/m

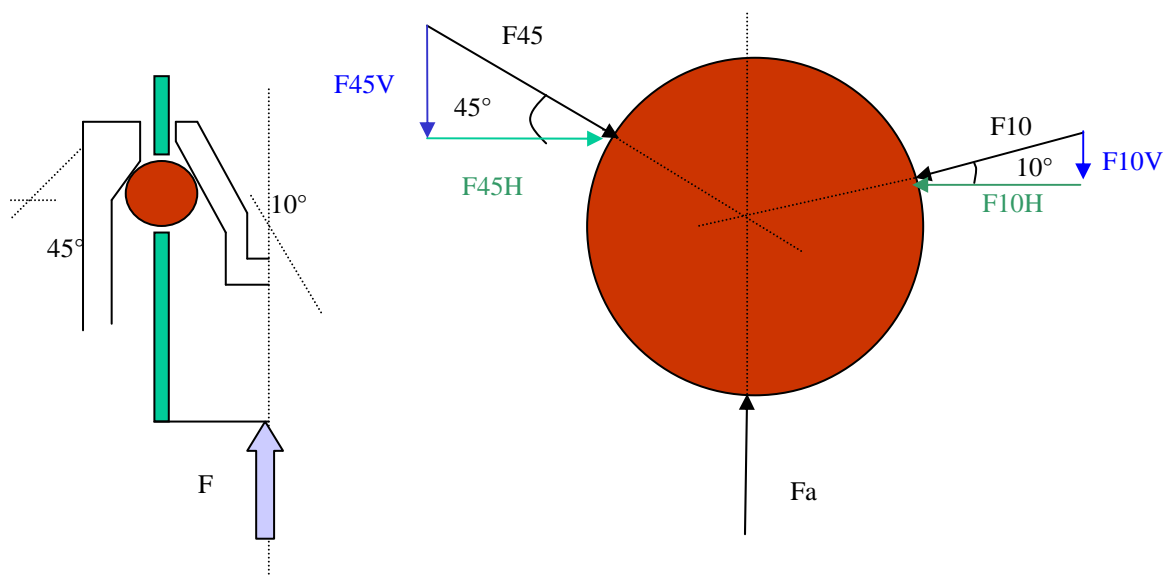
Ainsi, on a la force créée par le ressort :
 $F = k \cdot (L_o - L_c) = 276 \text{ N}$

3.2) Dimensionnement du vérin

On réalise d'abord une étude statique du passage des efforts dans la séparation :

La force F (créée par le ressort) se répartit sur les 6 billes de manière que l'on supposera équivalente.

Schématisation



On obtient le système suivant :

$$\begin{cases} F_a = F_{10V} + F_{45V} \\ F_{10H} = F_{45H} \end{cases}$$

On sait que $F_{45V} = F$

Sa résolution suivant F_{10V} (c'est l'effort que « voit » le vérin) donne :

$$F_{10V} = \frac{F \times \tan(10)}{\tan(45)}$$

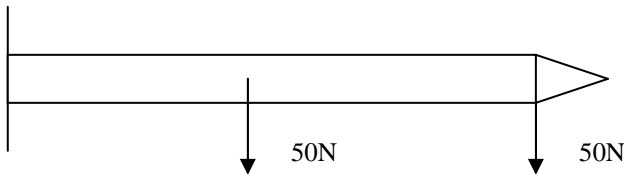
Plaçons-nous dans le cas où F est la plus importante, c'est-à-dire en phase de décélération. En effet, en plus de la force créée par le ressort 1, il y a aussi l'effort créé par la décélération qui a pour expression :

$F_d = \frac{1}{2} g \text{ Acc}_{\max} M$ soit $F_d = 172 \text{ N}$ (pour $\text{Acc}_{\max} = 7g$ et $M = 5 \text{ kg}$ (masse de la partie supérieure de la fusée))

$$F = F_d + F_{\text{ressort}} = 448 \text{ N}$$

D'où on en déduit $F_{10V} = 79 \text{ N}$

On calcule les efforts vus par le vérin en flexion pur :



L'effort équivalent vaut 100N à 400mm de la séparation.

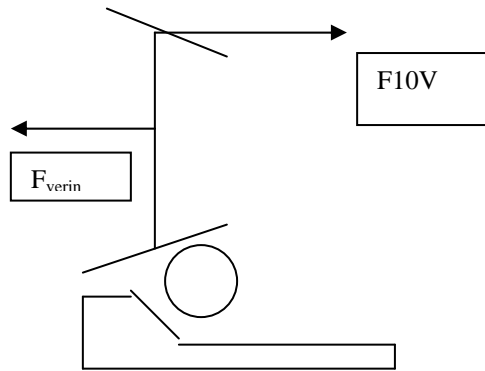
Le poids de la partie supérieure entraîne un couple de $100 * 0.4 = 40 \text{ Nm}$, soit un effort F de $40 / 0.105 = 381 \text{ N}$

On rajoute à cette valeur l'effort du au ressort, calculé précédemment, qui s'applique lui sur une seule bille, soit $F_{\text{tot}} = 381 + 276/3 = 473 \text{ N}$

En reprenant le même raisonnement que précédemment, il vient :

$$F_{10V} = \frac{F \times \tan(10)}{\tan(45)}$$

soit $F_{10V} = 83.5 \text{ N}$



On en déduit directement que $F_{\text{verin}} = 2 * F_{10V} = 167\text{N}$

Cette valeur nous amène donc à choisir, en prenant une marge de sécurité, un vérin de diamètre 25mm capable de supporter à 6 bar une force de 295N (soit une marge de sécurité de 1.75)

3.3) Dimensionnement du parachute

La surface du parachute se calcule par $S = 2 M g / (\rho_o \cdot C \cdot Vd^2)$

$$M = 8\text{Kg}$$

$$\rho_o = 1.30\text{kg/m}^3$$

$$\text{Vitesse de descente} = 10\text{m/S}$$

$$C_x \text{ parachute} = 1$$

D'où $S = 1,23\text{m}^2$

Comme on préfère ne pas avoir une vitesse de descente trop importante, on prendra $S = 1.5\text{m}^2$.

4°) Modélisation TRAJEC

```

Trajec
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
1:MOTEUR isard_U95      A:PAS DE CALCUL 0.10 s      G:VITESSE INITIALE 0 m/s
2:MASSE 6.500 kg        B:Cx ESTIME 0.65           X:AXE X INITIAL 0 m
3:MAITRE COUPLE 9859 mm² C:ALTIUDE RAMPE 145 m      Y:AXE Y INITIAL 0 m
4:FICHER RESULTAT NON   D:SITE DE LA RAMPE 80 °    Z:AXE Z INITIAL 145 m
5:TEMPS D'OUVERTURE DU  H:GISEMENT RAMPE 0 °      I:TEMPS INITIAL 0.0 s
  PARACHUTE : 15.0 s      E:LONGUEUR RAMPE 4.0      L:IMPRIME UN FICHER
6:DESCENTE SOUS        F:IMPRESSION DES          RESULTAT
  PARACHUTE OUI          PRINCIPAUX RESULTATS :
7:VITESSE PARA : 15 m/s  NON
  VENT : ventnul.ven
0:FUSEE Altaïr          K:CLUB ESO
8:début du calcul de trajectoire  9:sortir du programme
  
```

```

Trajec
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
calcul de trajectoire en cours
t=0.000s z-z0= 0m v= 0m/s x= 0m y= 0m g= 0m/s² A= 80°
sortie de rampe
t=0.330s z-z0= 4m v= 24m/s x= 1m y= 0m g=100m/s² A= 80°
fin de propulsion
t=1.800s z-z0= 158m v= 147m/s x= 32m y= 0m g= 24m/s² A= 78°
culmination
t=12.50s z-z0= 797m v= 19m/s x= 272m y= 0m g= 10m/s² A= 0°
ouverture parachute
t=15.00s z-z0= 764m v= 30m/s x= 320m y= 0m g= 9m/s² A=-53°
t=15.00s z-z0= 764m v= 15m/s x= 320m y= 0m
atterrissage
t=64.95s z-z0= 0m v= 15m/s x= 319m y= 0m
appuyez sur une touche pour retourner au menu
  
```

Cette planche nous permet de voir que notre fusée culminera à une altitude de 797m au bout de 12.5s, après avoir atteint une vitesse maximale de 158m/s. Ces résultats serviront pour la partie électronique.

Une fois notre fusée terminée, nous avons pu en déterminer la masse, à savoir 6.5kg, ainsi que la position de son centre de gravité à vide (970mm à partir du sommet), et avec moteur (1140mm à partir du sommet).

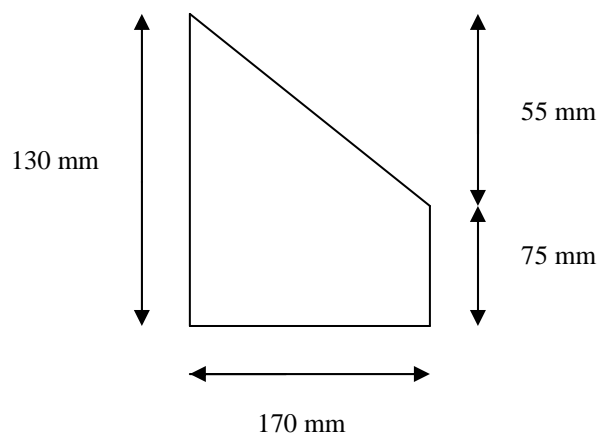
```

Trajec
F1 : Trajectoire  F2 : Stabilité  F3 : Fichiers  F4 : Moteurs  F5 : Vent
FUSEE:Altaïr      CLUB:ESO      MOTEUR:isard_U95  PAS: 10 %
virole: NON      Xcg: 50      biétage : NON
masse: 1.000
prop:1362
Xcg vide: 970 → Xcg:1140 →
L=1515
masse: 6.500 kg
coiffe:conique
jupe/rétréint : NON      épaisseur ailerons : 2.0
sortir du programme
déplacements: ←↑↓ valid.: RETURN variations: +- nombre d'ailerons : 4
Produit Ms x Cn : inutilisé
absisse du centre de gravité sans moteur en millimètres
Cn=16.9 ||Xcp:1399 ||marge statique:de 2.5 à 2.8      cotes en mm
  
```

Cette planche nous a permis de dimensionner nos 4 ailerons afin que notre fusée soit stable. Pour cela, nous avons respecté les caractéristiques imposées par le cahier des charges :

- 10 < Cn < 40
- 1.5 < Ms < 6
- 30 < Ms.Cn < 60

Ainsi nous avons les ailerons suivants :

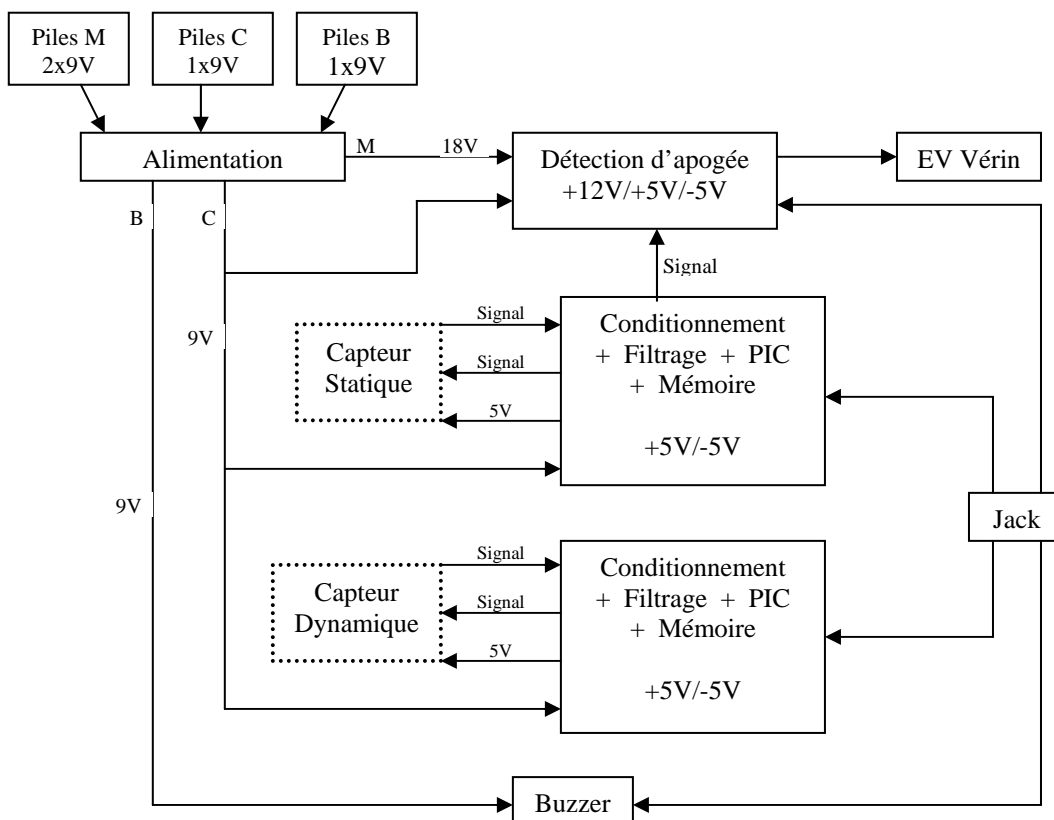


Conception de la partie électronique

L'électronique est indispensable au bon fonctionnement de la fusée. Elle assure principalement deux tâches :

- La première est la mise en œuvre du système de séparation. A l'apogée, le moment le plus favorable à la séparation, on parvient à actionner l'électrovanne qui libère la pression dans le vérin.
- La deuxième est la collecte et la récupération des informations des expériences. Pour ce faire, nous devons réaliser une chaîne de mesure et envoyer les informations au sol (télémesure) ou les enregistrer à bord (EEPROM).

1°) Système Général



Chaque cadre représente une carte, les cadres en pointillé sont des entités dont le support n'est pas une carte.

La carte 'Alimentation' sert de relais pour alimenter les cartes et de support pour les interrupteurs de mise en œuvre. En revanche, la régulation de tension se fait sur chaque carte distinctement.

Conformément au cahier des charges, l'alimentation de l'expérience est séparée du reste de l'électronique (ici le séquenceur) (piles différentes, circuits différents mais masse commune !). La seule exception est pour le système de détection d'apogée mais il est isolé du reste de la minuterie par un optocoupleur.

2°) Minuterie

La fiabilité de cette minuterie doit être maximum.

Pour cela, il a été décidé de redonner le système avec un fenêtrage de minuterie analogiques, très simple à mettre en œuvre et une détection d'apogée.

La détection d'apogée se fera en comparant le signal filtré, sorti directement du capteur de pression statique à un instant donné t , avec ce même signal à un instant $t+dt$. La courbe de pression étant une parabole vers le bas, s'inversant au point culminant de la trajectoire de la fusée, l'apogée sera donc identifiée lorsque $P_t < P_{t+dt}$. Pour ce faire, on chargera un condensateur tant que la diode qui le précède est passante. Dès que le condensateur commence à se décharger, le signal de sortie passe de 0 à 5V.

A l'aide d'un logiciel de trajectographie, nous déterminons la durée que met la fusée à atteindre l'apogée : t_a . Dans notre cas $t_a = 12.5s$. Les minuterie analogiques sont basées sur la base d'un circuit RC, C étant shunté par le jack enclenché. On utilise un LM393 en réglant son seuil à 3V. Son collecteur permet de « pull up » à 12V.

Par l'intermédiaire de deux portes « ET », nous répondons aux exigences de sécurité du cahier des charges.

La première minuterie doit bloquer, jusqu'à $t_a - 2s$, le signal envoyé par le premier étage au cas où celui-ci se déclencherait trop tôt (en particulier au moment du décollage).

La deuxième doit forcer l'ouverture de la fusée, à $t_a + 2s$, en cas de défaillance de la détection d'apogée.

Le premier étage et la minuterie de forçage sont indépendants (sauf alimentation) jusqu'avant le transistor de puissance N4148, où ils sont réunis par deux diodes. Ce MOSFET est passant si $U > 4V$ mais les pertes diverses entraînant une baisse de tension, il a donc été choisi par sécurité de l'alimenter sous 12V.

La sortie du circuit de puissance commande directement l'Electro-Vanne.

L'ensemble de cette carte « Minuterie » est alimenté par 2 piles 9V séries (18V) régulées à 12V puis à 5V. L'autonomie de la minuterie seule est de plusieurs heures. Il est à noter que pour satisfaire au cahier des charges, les éléments qui constituent la détection d'apogée sont alimentés par 1 pile 9V indépendante des 2 autres.

3°) Chaîne de mesure

Contrairement aux fusées traditionnelles, nous avons décidé de stocker les données recueillies par la chaîne de mesure à l'intérieur de la fusée et de les récupérer uniquement une fois le vol terminé. Du fait des choix faits pour réaliser notre expérience, à savoir installer une prise de pression dynamique au sommet de notre ogive, il nous était impossible d'y placer une antenne. Quant à la décentrer ou faire des antennes moustaches, l'expérience du club a montré que les problèmes rencontrés ne seraient pas des moindres. Ainsi l'utilisation d'une EEPROM que nous aurons préprogrammées avec un PIC pour pouvoir enregistrer le signal sortant des capteurs, nous a paru intéressante dans notre cas.

3.1) Les capteurs de pression

Ils doivent nous donner, après calcul, le C_x de notre fusée. Pour cela, on relève la pression statique sur le flan et la pression dynamique au sommet de l'ogive.

D'après les résultats donnés par Trajec, c'est-à-dire 797m d'altitude maximum et 147m/s de vitesse maximum atteinte, nous allons pouvoir déterminer la plage de mesure des capteurs de pression.

Hypothèse : La pression atmosphérique au niveau de la mer soit $z=0m$ varie en France de 95000Pa à 104000Pa.

Choix d'une modélisation de la pression atmosphérique :

On note P_0 la pression atmosphérique de référence au niveau de la mer. On prend $P_0 = 101350Pa$.

On considère le modèle suivant exprimant l'altitude d'un point de l'espace en fonction de la pression en ce même point :

$$z = \frac{1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{5.258774}}}{22.5576934 \times 10^{-6}}$$

On considère l'altitude du lieu de lancement : à la Courtine, on a une altitude de 950m environ.

A $t = 0s$, soit à $z = 950 m$, on estime la pression statique maximale à 92808Pa.

A l'apogée, soit à $z = 616+950 m$, on estime la pression statique minimale à 76904Pa.

Estimation de la pression dynamique :

Hypothèse : On considère la pression à 1atm et la température ambiante à 20°C. On évalue donc la masse volumique de l'air à 1.227 kg/m³.

Le lancement aura lieu durant l'été, la température saura donc sans doute supérieur à 20°C mais comme la valeur de la masse volumique de l'air diminue lorsque la température augmente, mieux vaut prendre la valeur maximale de ρ pour s'assurer d'une marge de sécurité.

Par définition :

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Avec la valeur de la vitesse maximale donnée par Trajec, on estime la pression dynamique à 13257Pa maximum et on a, lorsque la vitesse est nulle, une pression dynamique de 0Pa minimum.

Conclusion :

Le capteur différentiel de pression nous donne la valeur de la pression dynamique, il doit donc pouvoir mesurer des valeurs comprises entre 0Pa et 13257Pa.

Le capteur de pression absolue nous donne la valeur de la pression statique, il doit donc pouvoir mesurer des valeurs comprises entre 76904Pa et 92808Pa.

3.2) Choix et conditionnement des capteurs

Il existe 3 types de capteurs :

- différentiel (2 tuyaux)
- relatif (1 tuyau et l'air ambiant)
- absolu (1 tuyau et le vide)

Nous avons donc retenu un capteur différentiel pour la pression dynamique et un capteur absolu pour la pression statique.

Fabricant : Keller, métrologie de la pression

Capteur de Pression Absolue : PAA-2 / 1bar / 8750

Capteur de Pression Différentielle : PD-2 / 0.5bar / 80148

Prix : 40€, l'un

Alim : 4mA ou 15V

Remarques sur les dérives en températures :

Un calcul rapide montre que la différence théorique de température pour 1000m est de 6.5 à 7°C. En pratique, la fusée chauffera pendant l'attente (s'il y a du soleil), amplifiant cette variation.



----- 34
PAA-2/8750-1

Temp [°C]	Zero [mV]	-1000 [mV]	Comp [mV]	dZero [mV]
-0.7	-9.9	-7.3	-0.5	-0.1
25.6	-10.1	-7.2	-0.4	0.0
50.8	-10.3	-7.1	-0.3	0.1

-----V2

COMP R2	1000 kOhm,	R4	27.0 Ohm
ZERO	-0.4 mV	Pabs	000 mbar
SENS	91.3 mV/bar at 1.000 mA		
SENS	365.3 mV/bar at 4.000 mA		

LIN [bar]	[mV]	Lnorm [%Fs]	Lbfs1 [%Fs]
0.000	0.0	0.00	0.13
0.500	45.5	-0.17	-0.13
0.955	87.4	0.17	0.13

Long Term Stability Ok
Supply 1.000 mA
 11.10.02 ----- LOW0.B03000

----- 199
PD-4/0.5BAR/80148.8

Temp [°C]	Zero [mV]	+1000 [mV]	Comp [mV]	dZero [mV]
-0.9	9.8	12.2	0.5	0.1
24.7	9.4	12.1	0.4	0.0
50.1	9.1	12.1	0.4	0.0

-----P41

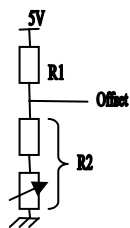
COMP R1	1000 kOhm,	R4	47.0 Ohm
ZERO	0.4 mV		
SENS	74.5 mV/bar at 1.000 mA		
SENS	297.8 mV/bar at 4.000 mA		

LIN [bar]	[mV]	Lnorm [%Fs]	Lbfs1 [%Fs]
0.000	0.0	0.00	-0.05
0.250	18.6	0.06	0.05
0.500	37.2	-0.06	-0.05

Long Term Stability Ok
Supply 1.000 mA
 10.01.05 ----- LOW0.D03A00

Statique

à mesurer	76904 Pa	à	92808 Pa
précision capteur	100000 Pa	donne	135,5 mV
	76904 Pa	donne	104,2 mV
	92808 Pa	donne	125,8 mV
offset optimal	O =		104,2 mV
offset réel	O =		99 mV
	5,2 mV	à	26,8 mV
à sortir	0,7 V	à	3,5 V
gain optimal	G =		130,8
gain réel	G =		131,5
résistance optimale	R =		385,2 ohm
résistance réelle	R =		383 ohm
marge			5 %
	73059 Pa	à	97448,4 Pa
	99,0 mV	à	132,0 mV
	0,0 V	à	4,3 V



Diviseur de tension

$$0.075 = 5 * R2 / (R1 + R2)$$

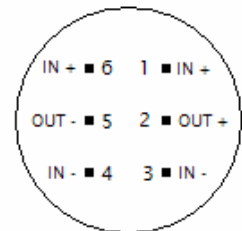
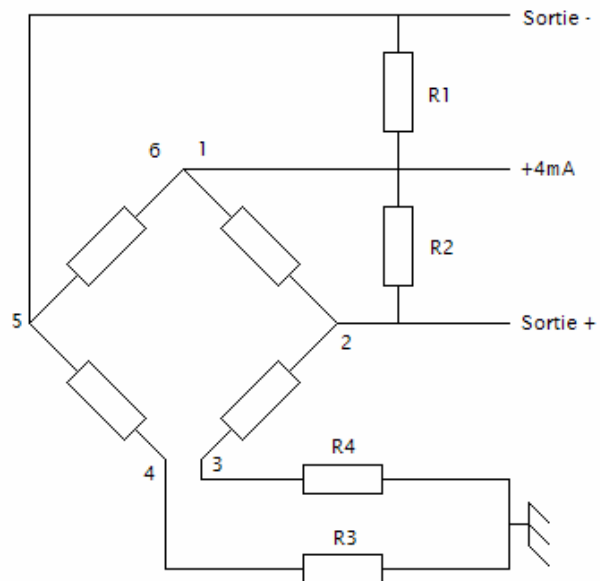
$$R1 = 49,5 \quad R2$$

Prenons R1 = 100 kohm
 Soit R2 = 2,0 kohm

Dynamique

à mesurer	0 Pa	à	13257 Pa
précision capteur	0 Pa	donne	0 mV
	100000 Pa	donne	99,3 mV
	13257 Pa	donne	13,2 mV
à sortir	0 V	à	4,0 V
gain optimal	G =		304,0
gain réel	G =		311,6
résistance optimale	R =		165,0 ohm
résistance réelle	R =		161 ohm
marge			10 %
	0,0 Pa	à	14582,7 Pa
	0,0 mV	à	14,5 mV
	0,0 V	à	4,5 V

3.3) Branchement des capteurs

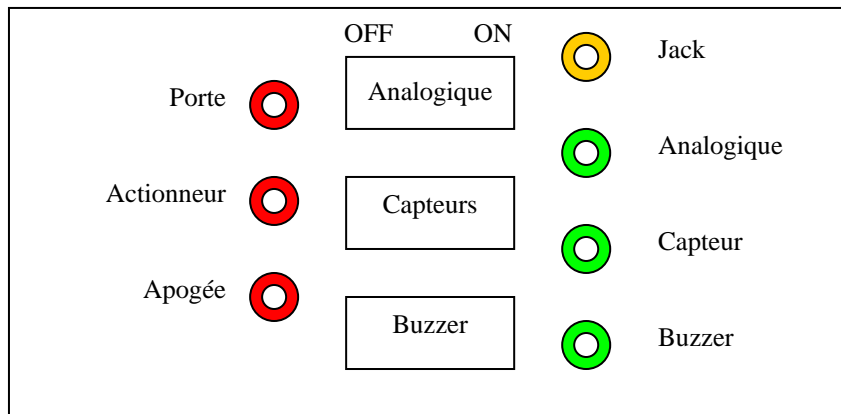


Capteur vue de dessous
(pattes vers le haut)

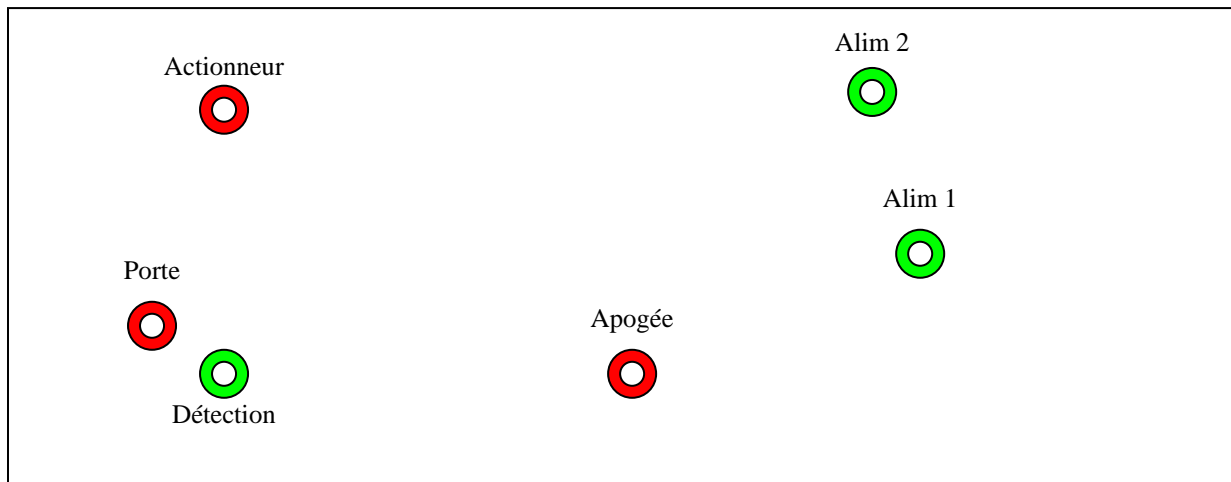
Réalisation / Intégration

1°) LED

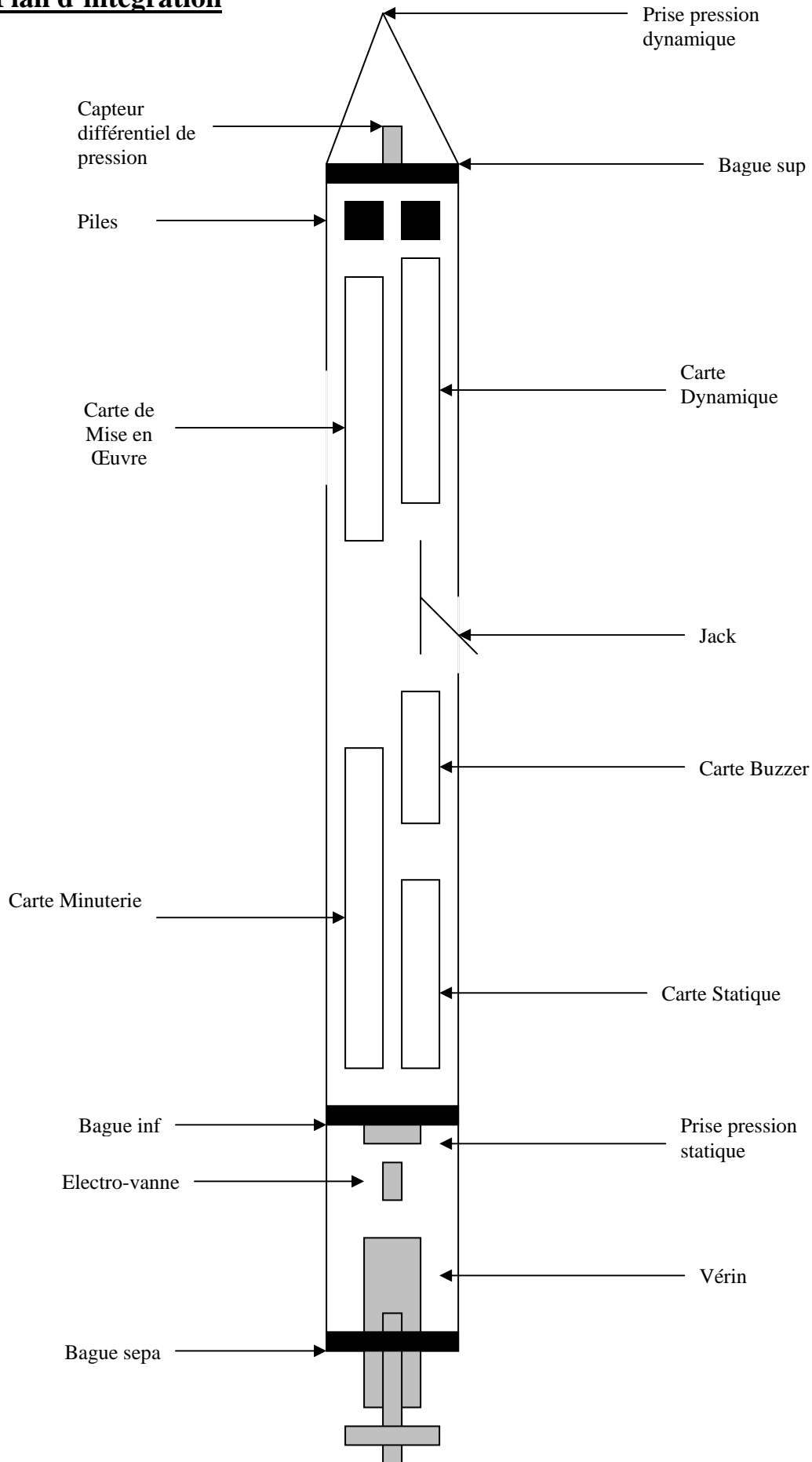
Carte Alimentation



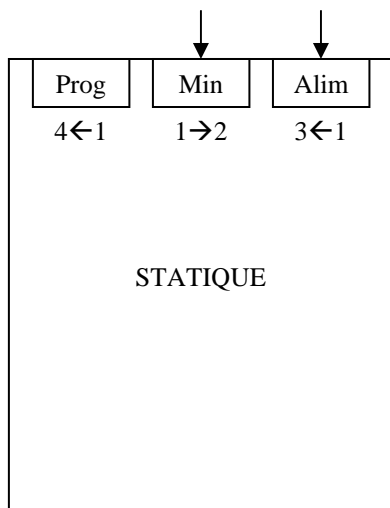
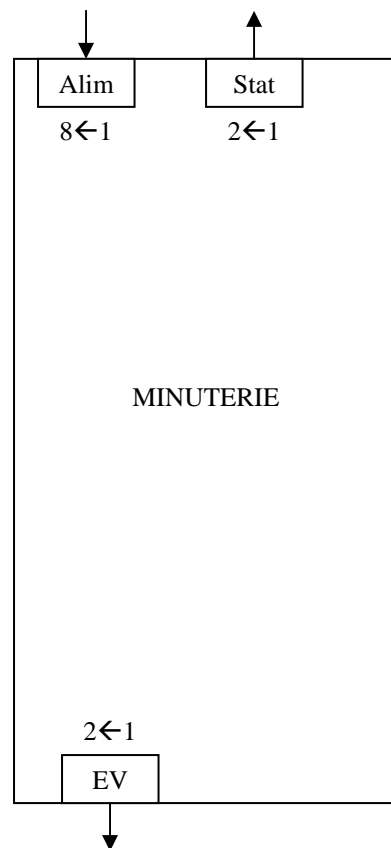
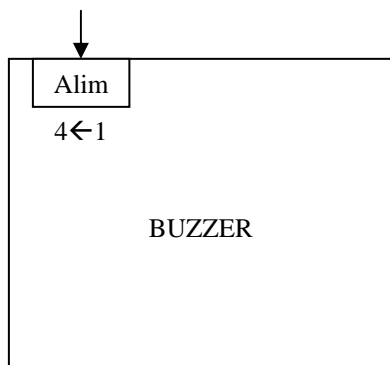
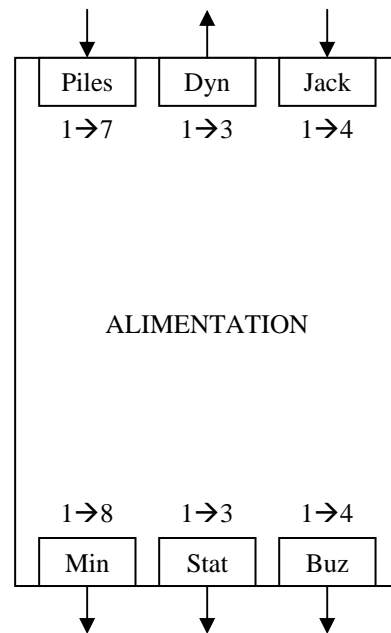
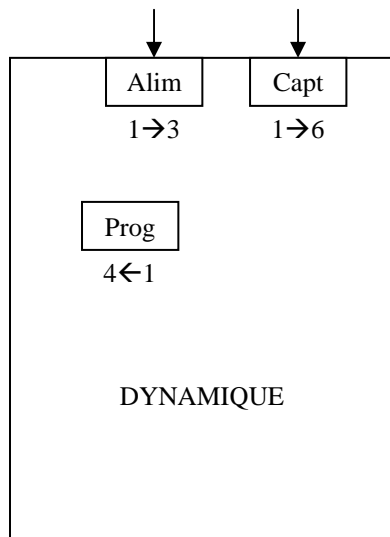
Carte Minuterie



2°) Plan d'intégration



3°) Plan de câblage



La campagne de lancement et le vol

1°) Qualification

La qualification de la fusée s'est déroulée sans problème majeur mis à part un problème au niveau du programme du PIC 16F. En effet, celui-ci ne répondait pas exactement au cahier des charges. Les données étaient sauveées dans la mémoire tampon du PIC et non dans la mémoire prévue, normalement, à cet effet. Ceci entraînait que si l'alimentation des cartes capteurs venait à être coupée, les données étaient perdues. Une coupure pouvant intervenir soit par une microcoupure lors de l'atterrissage, soit lors de la récupération par une personne non avertie, il nous a été demandé de remédier à ce petit désagrément pour pouvoir voler.

Le créateur du programme originel d'Altair n'étant pas présent sur la campagne, après plusieurs jours d'angoisse et beaucoup d'aide des autres membres du club ainsi que de la Debbug Team, que nous remercions encore grandement, pour modifier notre programme, nous avons décidé de récupérer celui de la fusée EDP. Cette dernière, autre fusée de l'ESO, qui a également fait un vol nominal lors de cette même campagne, enregistrée, tout comme nous, les résultats de leur expérience à bord pendant le vol. Mais à la différence d'Altair, ils utilisaient un PIC 18F. Après un peu de bricolage sur les cartes et sur le programme prévu pour EDP, tout ça fut intégré dans la fusée. Ainsi donc, le mercredi 27 au soir, nous finissions la qualification d'Altair, tout le reste étant déjà qualifié.

2°) Vol

Le vol a eu lieu le Jeudi 28 juillet 2005 après-midi et fut nominal. La fusée décolla à 18h01. 14 s plus tard un nuage de craie marquait la séparation réussie de la fusée, poursuivie par l'ouverture du parachute rouge. La localisation du point de chute ne fut que très approximative mais la récupération de la fusée fut cependant assez rapide. Le buzzer embarqué à bord a été entendu de la route par une autre équipe à la recherche de leur fusée.



Le décollage et la descente sous parachute

Les PIC

Pour éviter tout risque de réécriture des mémoires un scotch noir fut placé sur le tube du haut afin de boucher l'accès aux interrupteurs. Dès le vendredi matin, soit le lendemain du vol, les mémoires furent lues sur l'ordinateur de l'ESO et leur contenu fut enregistré sur le disque dur.

1°) Capteur de pression Statique

Malheureusement, dès le premier coup d'œil, nous vîmes qu'il y avait eu un problème. Le PIC a enregistré une tension constante, la tension de saturation de l'amplificateur. Nous avons donc pensé à un mauvais étalonnage du capteur mais après y avoir regardé de plus près, le problème est bien plus grave que ça... En effet, depuis le vol, le capteur, alimenté en 5V, sort une tension constante de plus de 1V, alors qu'il n'est pas sensé pouvoir sortir plus de 300mV alimenté en 15V, le maximum acceptable. Nous ne nous expliquons pas encore ce phénomène.

La détection d'apogée directement liée à ce capteur, n'a donc bien sûr pas pu fonctionner et c'est le fenêtrage $t+2s$ qui déclencha l'ouverture de la fusée.

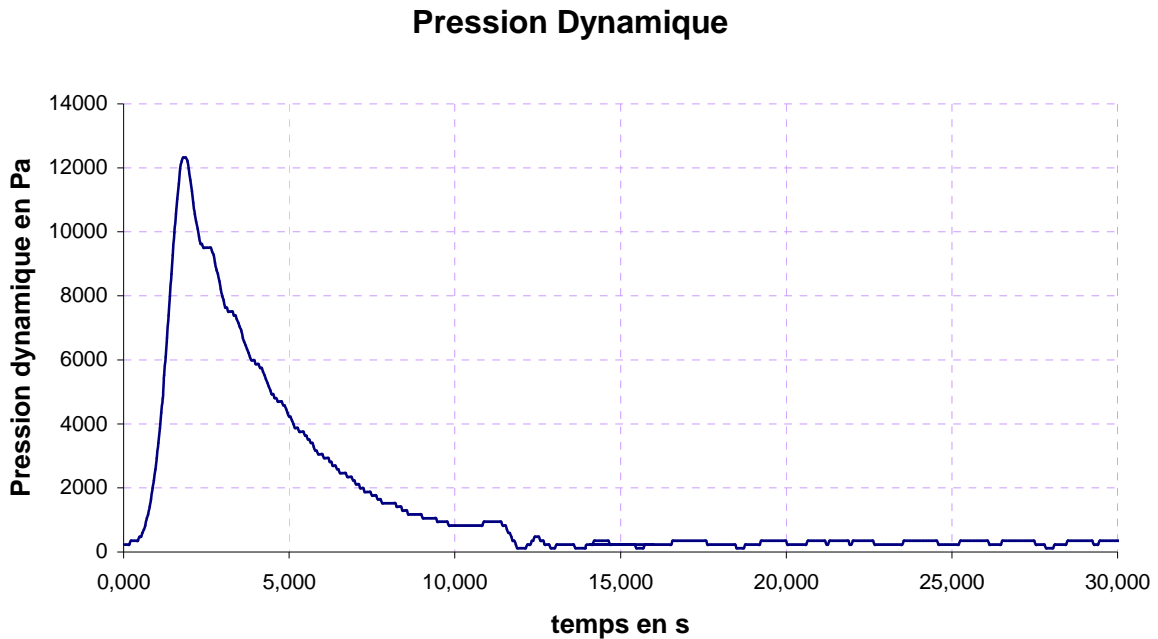
Ainsi dépourvu des résultats issus de ce capteur, nous n'avons pu ni retrouver l'altitude de la fusée en fonction du temps, ni son inclinaison avec le sol qui en découlait.

Afin de pouvoir tout de même conclure quant à notre expérience, à savoir le calcul du C_x de la fusée, nous avons décidé de prendre point par point l'angle donné par TRAJEC.

2°) Capteur de pression Dynamique

Les données au format hexadécimal, ont déjà du être converti au format décimal avant de pouvoir avoir accès à la valeur en Volt présente à l'entrée du PIC. Il suffit alors de refaire en sens inverse, toutes les étapes de conditionnement du capteur pour retrouver la pression en Pa mesurée.

Nous avons donc obtenu la courbe ci-dessous :



La pression minimum n'est pas de 0 mais de 235Pa. Ce décalage, déjà remarqué lors des tests, s'explique par les défauts de la chaîne de mesure

Nous notons une pression dynamique maximale de 12320 Pa soit légèrement inférieur à ce que nous avons prévu théoriquement grâce à la vitesse maximale donnée par TRAJEC.

Le pic de la courbe survenant au bout de 1.885s de vol correspond donc à la fin de la phase de propulsion.

On peut également noter vers les 11.5s une légère remontée de la pression correspondant à l'apogée, ainsi qu'une redescente brusque à 13.5 correspondant à l'ouverture du parachute pour ensuite se stabiliser à 235Pa, la différence initiale.

Résultats de l'expérience

Protocole de calcul

Le but de l'expérience est de déterminer le C_x de la fusée.

Instruments embarqués et rôles :

- Un capteur de pression différentielle
- Un capteur de pression absolue

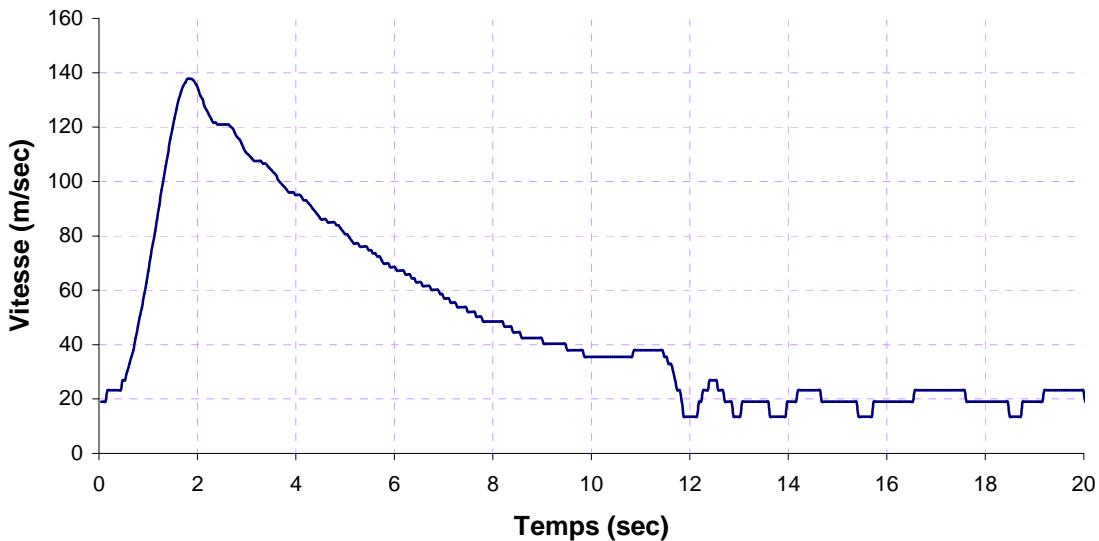
Le capteur de pression différentielle placé dans l'ogive nous permet de déterminer la valeur de la vitesse axiale de la fusée, alors que le capteur de pression absolue, placé sur le coté de la fusée, devait nous renseigner sur sa vitesse ascensionnelle. Cette dernière devait alors nous permettre, par comparaison avec la vitesse axiale, de déterminer l'inclinaison de la fusée au cours du vol. Cependant, ce capteur ayant saturé, nous avons été obligé d'utiliser les valeurs des angles fournies par Trajec. .

Comme nous l'avons vu précédemment, le capteur de pression différentielle nous fournissait la pression dynamique au cours du vol. Or celle-ci est directement liée à la vitesse de la fusée. En effet, on :

$$v = \sqrt{\frac{2(P_d)}{\rho}} \text{ , avec } v \text{ la vitesse de la fusée à l'instant donné et } P_d \text{ la pression dynamique au niveau de l'ogive.}$$

A partir du graphe donnant l'évolution de la pression au cours du vol (tracé précédemment), il est donc facile d'obtenir celui donnant l'évolution de la vitesse.

Vitesse en fonction du temps



Interprétation :

- Pendant les deux premières secondes du vol, la vitesse de la fusée augmente rapidement. Cela correspond au temps de poussée du propulseur. En effet, à partir de la sortie de la rampe, le propulseur de notre fusée, à savoir un Isard, pousse pendant 1.8 sec d'après sa fiche technique. A noter qu'en fin de propulsion, la fusée atteint sa vitesse maximale, qui est de 137.67 m/s. Théoriquement, et ce d'après le logiciel Trajec, sa vitesse aurait du être de 150 m/s. On en déduit donc que la valeur trouvée expérimentalement est tout à fait acceptable !
- De 2 à 12 s, la vitesse diminue. Cela s'explique simplement par le fait que, comme cela a été expliqué précédemment, la phase de propulsion est terminée. La fusée continue donc de monter sur sa lancée, en perdant néanmoins progressivement de sa vitesse.
- A 12 s, on remarque un léger saut marquant une très brève augmentation de la vitesse de la fusée. Cet instant marque le moment où la fusée se sépare. A ce moment précis, le vérin qui permettait de bloquer les deux parties de la fusée remonte, libérant les billes du système de séparation, et permettant ainsi au ressort situé dans la partie inférieure de la fusée, d'éjecter la partie supérieure. Or comme le capteur de pression différentielle se situait dans cette dernière, il est donc tout à fait normal de retrouver ce léger saut sur la courbe ci-dessus.
- Après 12 s, on remarque que la vitesse de la fusée s'effondre brutalement avant d'atteindre et de se stabiliser à une vitesse moyenne de 20 m/s. Ceci s'explique logiquement, puisqu'au moment de la séparation ($t = 12$ s), le parachute de la fusée fut éjecté à l'extérieur de celle-ci par l'intermédiaire du ressort. A partir de cet instant, la

fusée commence donc sa phase de descente sous parachute, s'effectuant donc à une vitesse constante d'environ 20 m/s.

Néanmoins, et comme il a été répété au début de ce paragraphe, l'objectif n'était pas de déterminer la vitesse de la fusée au cours du vol, mais bel et bien son C_x .

Comme nous l'avons montré précédemment, ce C_x peut être déterminé à l'aide d'un PFD, et de la formule qui en découle dans notre cas, à savoir :

$$C_x = \frac{m \frac{dv}{dt} - \text{poussée} + mg \cdot \sin \alpha}{-1/2 \cdot \rho \cdot S_{ref} \cdot v^2}$$

D'après cette expression, nous remarquons que nous avons, outre de la vitesse de la fusée à chaque instant, besoin de plusieurs autres paramètres afin d'arriver à nos fins.

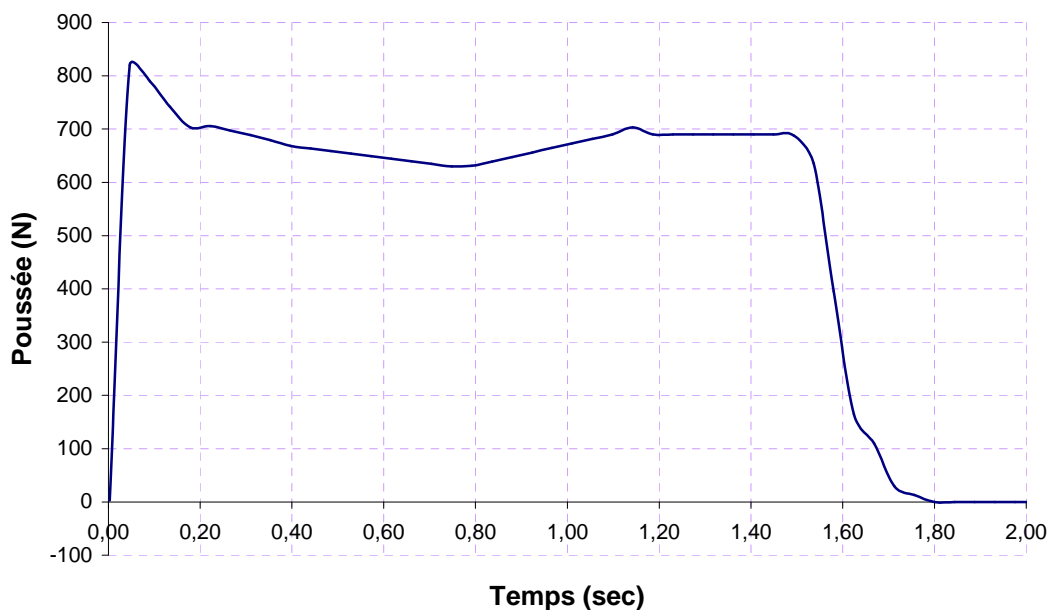
■ L'inclinaison de la fusée

Initialement, il était prévu d'obtenir celui-ci à l'aide du capteur de pression absolue. En effet, celui-ci nous aurait donné l'altitude de la fusée à chaque instant, d'où la vitesse ascensionnelle de celle-ci ; Par comparaison avec la vitesse axiale donnée par le capteur de pression différentielle, nous aurions pu ainsi obtenir la valeur de l'angle α . Malheureusement, ce capteur de pression absolu ayant saturé, nous avons dû nous résoudre à utiliser les valeurs des angles données par Trajec.

■ La poussée

Celle-ci nous était connue à partir des fiches techniques du propulseur, figurant directement dans le logiciel Trajec. La courbe de poussée obtenue est la suivante :

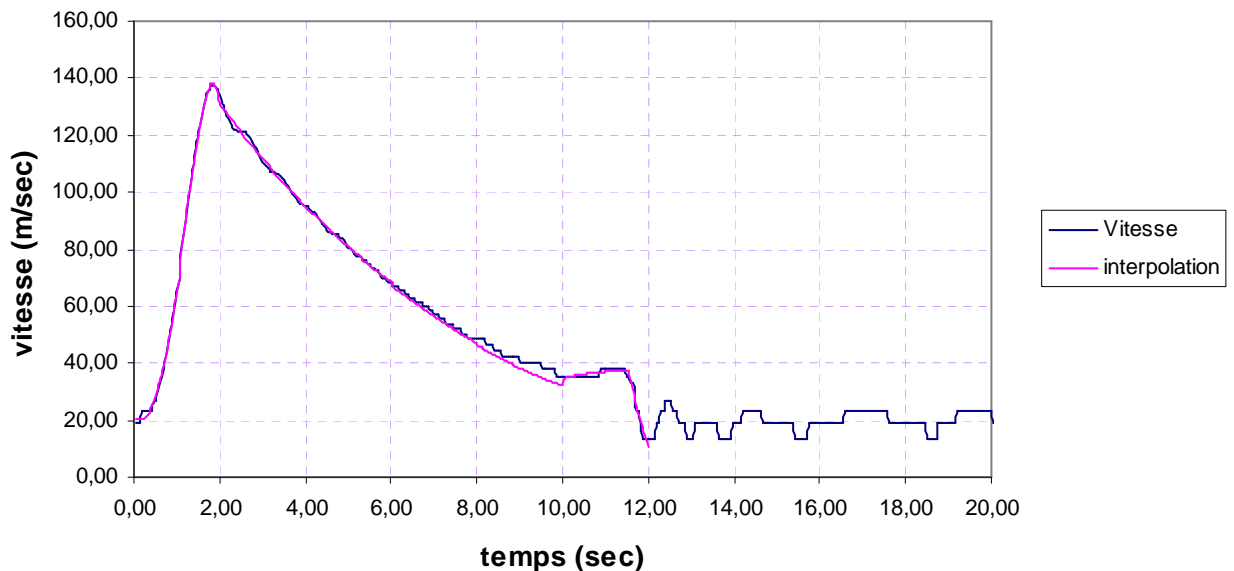
Poussée en fonction du temps



■ L'accélération $\frac{dv}{dt}$

Connaissant la vitesse de la fusée, par simple dérivation, on obtient donc l'accélération de la fusée. Néanmoins, pour obtenir un résultat cohérent, il était auparavant nécessaire de réaliser une interpolation linéaire de la vitesse.

Vitesse en fonction du temps

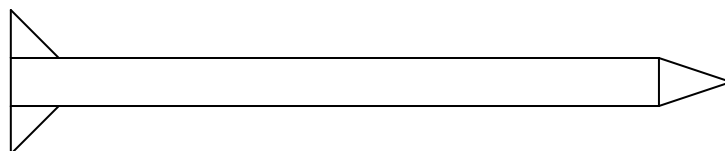


Cependant, la courbe représentative de cette vitesse ne suivant pas une fonction mathématique simple, il a été nécessaire de réaliser une interpolation linéaire par morceau.

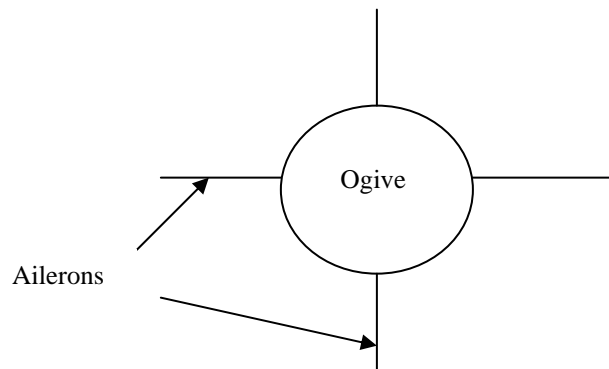
Après avoir assimilé chaque « morceau » de la courbe de vitesse à une fonction polynomiale simple, il est donc facile d'obtenir la dérivée de celle-ci, c'est-à-dire son accélération.

■ La surface de référence S_{ref}

La surface de référence de la fusée correspond dans notre cas à la surface « frontale » de la fusée au cours du vol.



Vue de face, notre fusée n'est rien d'autre que :



La surface de référence est donc :

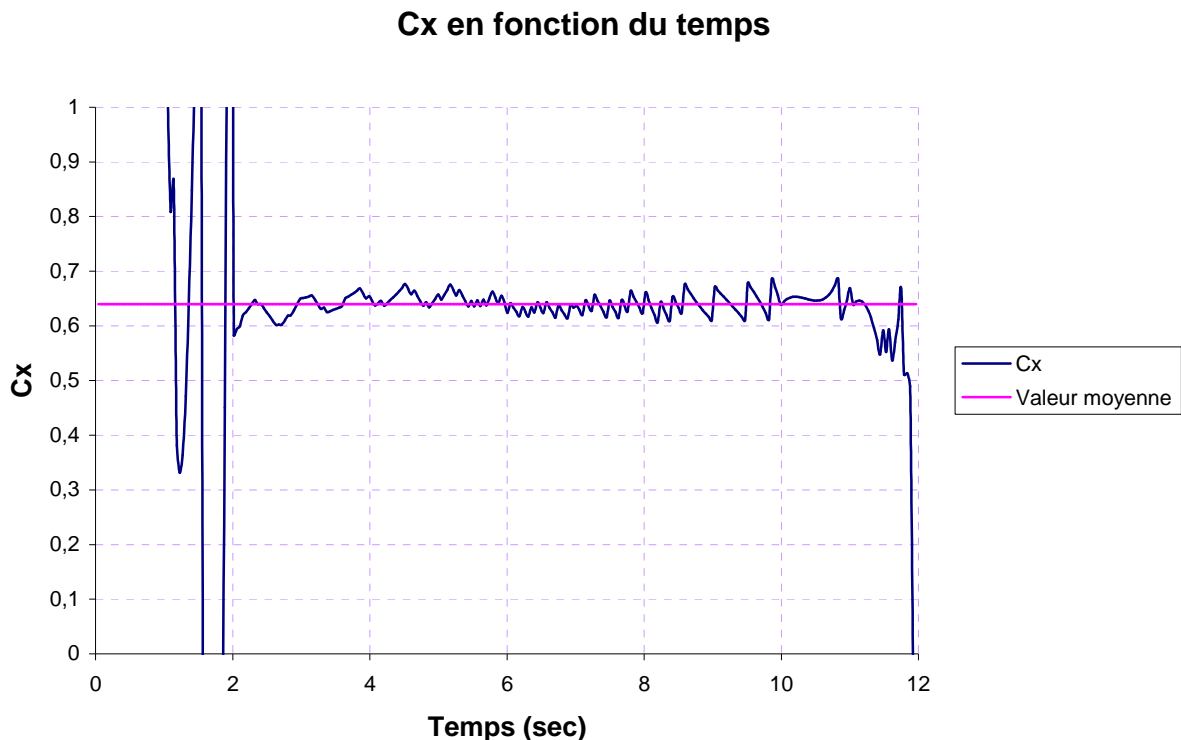
$$S_{\text{ref}} = \pi \cdot \frac{D^2}{4} + 4 \cdot e \cdot L$$

avec D : diamètre de la fusée
e : épaisseur des ailerons
L : longueur des ailerons

Hypothèses admises :

- la masse de la fusée est constante au cours du vol. Ceci est évidemment faux, surtout pendant la phase de propulsion de la fusée. Néanmoins, sur le temps d'étude, à savoir de 0 à 12 sec (séparation de la fusée), cette hypothèse reste globalement vraie.
- ρ reste constant égal à 1.3 en fonction de l'altitude.

Connaissant désormais l'ensemble des paramètres requis pour noter expérience, Nous pouvons enfin déterminer le C_x de notre fusée. Nous obtenons ainsi la courbe suivante :



Interprétation

Comme nous pouvons le constater au travers de cette courbe, nous n'obtenons pas une valeur « précise » du C_x de notre fusée, mais plutôt une « sinusoïde » autour d'une valeur moyenne. Cette valeur est de 0.64, ce qui est très bien, puisqu'en première approche, nous pensions obtenir un C_x de 0.65 !

Néanmoins, nous pouvons remarquer certaines anomalies sur cette courbe.

D'une part, les résultats obtenus pendant la phase de propulsion, à savoir les deux premières secondes du vol, sont tout simplement inexploitable. Cela peut s'expliquer pour différentes raisons :

- résolution du capteur insuffisante : en effet, le capteur n'était pas capable de voir de façon suffisamment précise l'évolution de la vitesse au cours de la phase de propulsion. En effet, si le capteur de pression différentielle a pu donner à certains instants une pression convenable, ce qui a d'ailleurs permis d'obtenir le graphe de la vitesse, il n'a pu en revanche nous donner une mesure exacte à chaque instant. Par conséquent, l'accélération obtenue par dérivation linéaire reste trop imprécise pour pouvoir fournir des résultats cohérents.

- poussée uniquement « théorique » : comme nous l'avons dit auparavant, la poussée prise en compte dans les calculs et celle donnée par la fiche technique du propulseur. Néanmoins, il est tout à fait probable que ces valeurs ne soit pas tout à fait exacte d'un propulseur à l'autre. Par conséquent, la poussée réelle vue par la fusée a pu être légèrement différente de celle prévue, et étant donné les valeurs importantes de cette poussée, on peut comprendre que ces aléas aient des conséquences particulièrement importantes sur le résultat final.
- la variation de la masse : Nous avons considéré que la masse était constante au cours du vol, ce qui est tout particulièrement inexacte pendant la phase de propulsion, où la masse du propulseur passe de 2 à 1.35kg. De plus, et étant donné l'allure de la courbe de poussée du propulseur, il nous était impossible de déterminer mathématiquement la façon dont elle variait au cours de la phase de propulsion.

D'autre part, nous pouvons également remarquer que les valeurs du C_x chutent lorsque l'on atteint $t=11.5$. Cela correspond au moment où la fusée se sépare deux parties. A partir de ce moment, la fusée est donc en deux parties, avec un parachute qui s'ouvre, ce qui explique donc pourquoi la valeur du C_x devient inexploitable.

Conclusion

Le projet ALTAÏR était une fusée expérimentale notamment destinée à la formation des futurs membres actifs de l'ESO. Il s'agissait de terminer leur formation sur un projet de complexité normale. Cette fusée, qui se voulait donc classique, avait pour but de réaliser la détermination du C_x de la fusée à partir d'un capteur de pression différentielle et d'un capteur de pression absolue. Lancée le 28 juillet 2005 à La Courtine, elle a fait un vol nominal. Les données enregistrées à bord sur les mémoires ont pu être récupérées pour être exploitées par la suite.

Ce projet est donc une parfaite réussite tant au niveau technique qu'au niveau formation et l'équipe en est fière et heureuse.

Il ne restera finalement que deux regrets à l'équipe :

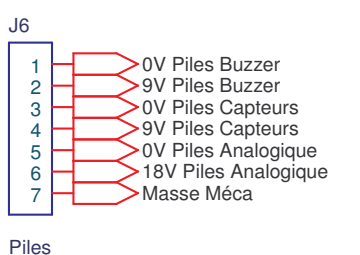
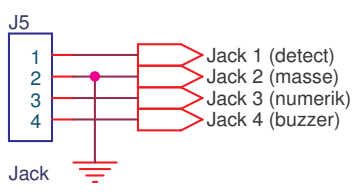
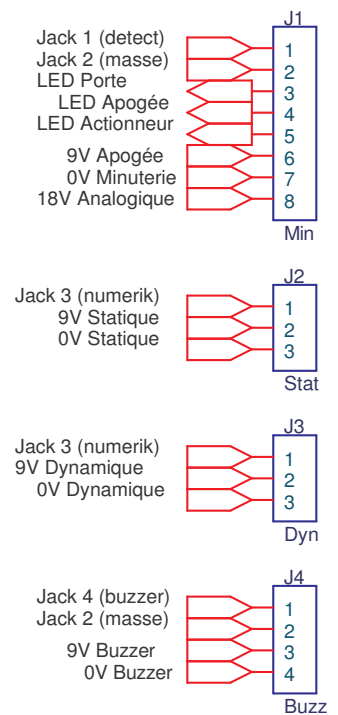
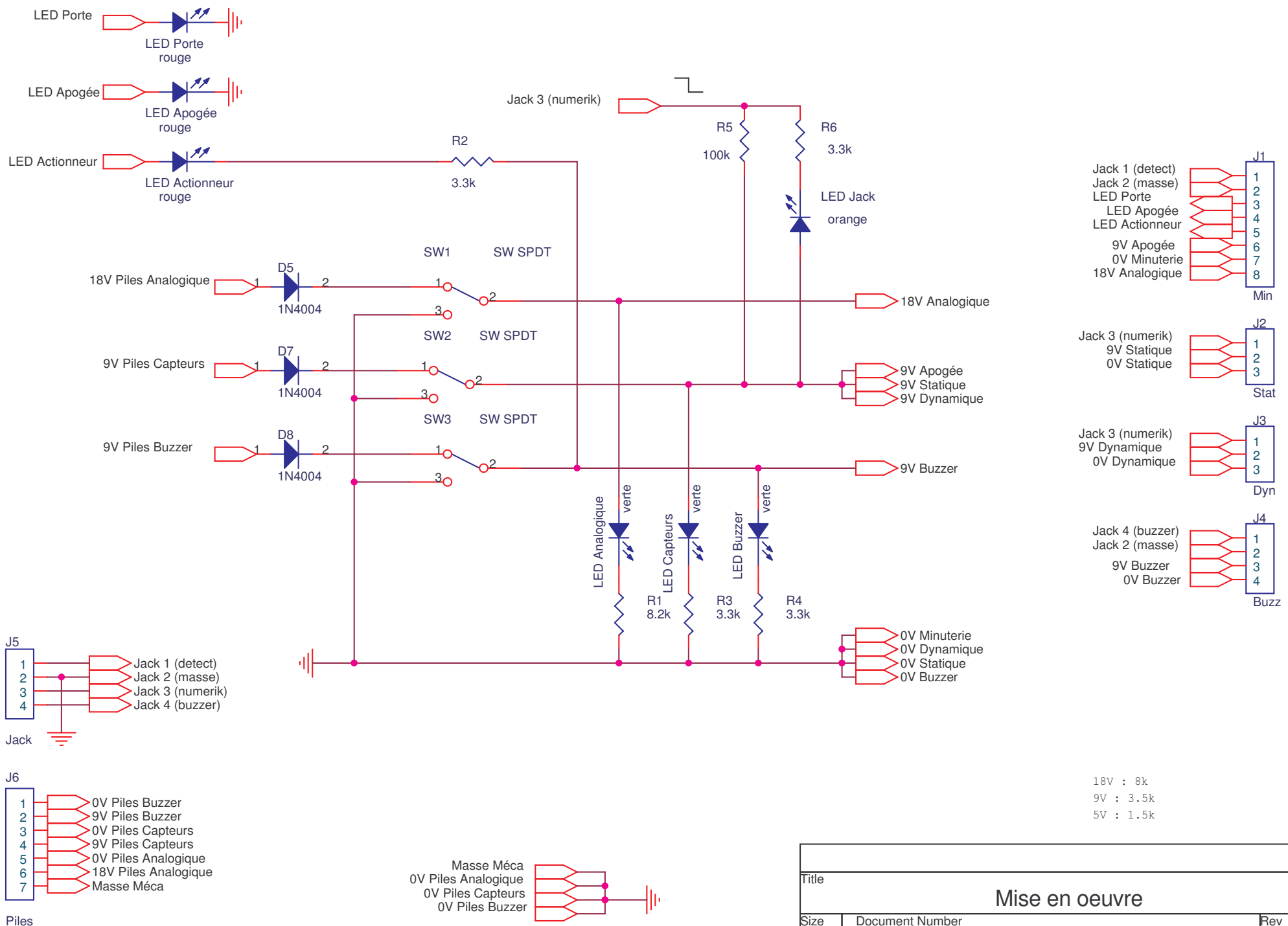
D'abord, le fait de ne pas avoir pu conclure quant à la détection d'apogée, et ce à cause de la saturation du capteur de pression absolue.

Ensuite, le fait de ne pas avoir pu conclure quant à la valeur du C_x pendant la phase de propulsion de la fusée, et ce à cause d'une résolution insuffisante du capteur de pression différentielle. Mais ce n'est que partie remise !

ANNEXES

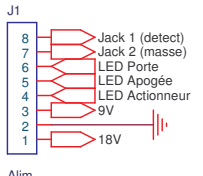
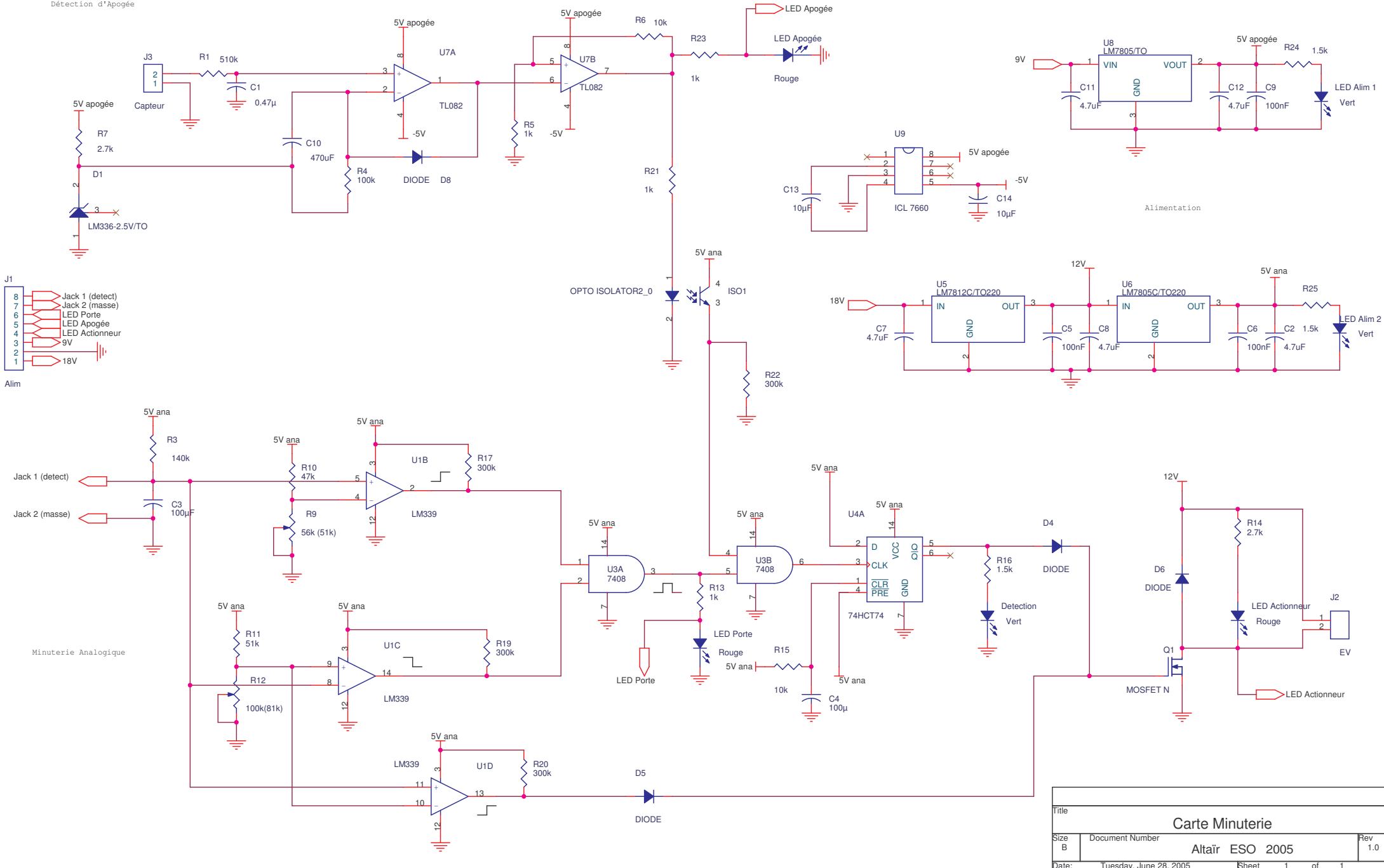
Chronologie d'ALTAÏR

<u>Temps :</u>	<u>Tâche :</u>	<u>Qui :</u>
Au R3 :	Mise en place du jeu de piles neuves Vérification des systèmes + pisto coller : <ul style="list-style-type: none"> - PIC et Mémoire (sur les 2 cartes) - Fenêtrage + Buzzer + Détection d'apogée - Séparation Ajustement tube de pression dynamique dans l'ogive Fixation et pliage du parachute Montage de la fusée Vérification aspect extérieur (ailerons, vis, fixation propulseur)	Jérôme Aude Vincent
H-75 min :	Montée sur l'aire de lancement	
H-60 min :	Arrivée en tente club Fermeture du système de séparation (pompage à 10 bars)	
H-50 min :	Descente sur rampe sans oublier le matériel suivant : <ul style="list-style-type: none"> - Pompe, tuyau et embout - Clé BTR de 3 et de pointeaux - 6 billes de rechange - 4 vis pointeaux de rechange - Jack 	
H-45 min :	Réglage en gisement de la rampe Réglage des patins (Ø 105) Compatibilité rampe (mise en rampe) Sortie de la fusée de la rampe	Rampes
H-35 min :	Vérification de la pression du vérin (≥ 6 bars). Section du tuyau	
H-32 min :	Mise en rampe	
H-27 min :	Mylène, Jérôme et Enguerran regagnent la tente club	
H-25 min :	Mise en place du propulseur par l'artificier Fixation des ailerons, serrage des vis pointeaux Mise en place du jack et fixation du cordon sur la rampe	Pyro
H-17 min :	Mise en place de la canne d'allumage	
H-11 min :	Orientation en site de la rampe	Pyro
H-7 min :	Mise sous tension des interrupteurs <ul style="list-style-type: none"> - Capteur (au milieu) - Minuterie (en haut) - Buzzer (en bas) Vérification des diodes (seules les vertes sont allumées) Aude et Vincent rejoignent le poste de lancement	Aude
H-4 min :	Armement du propulseur par l'artificier Evacuation de la rampe	
H-10 s :	Compte à rebours	
H-0 :	Aude appuie sur le bouton de mise à feu	

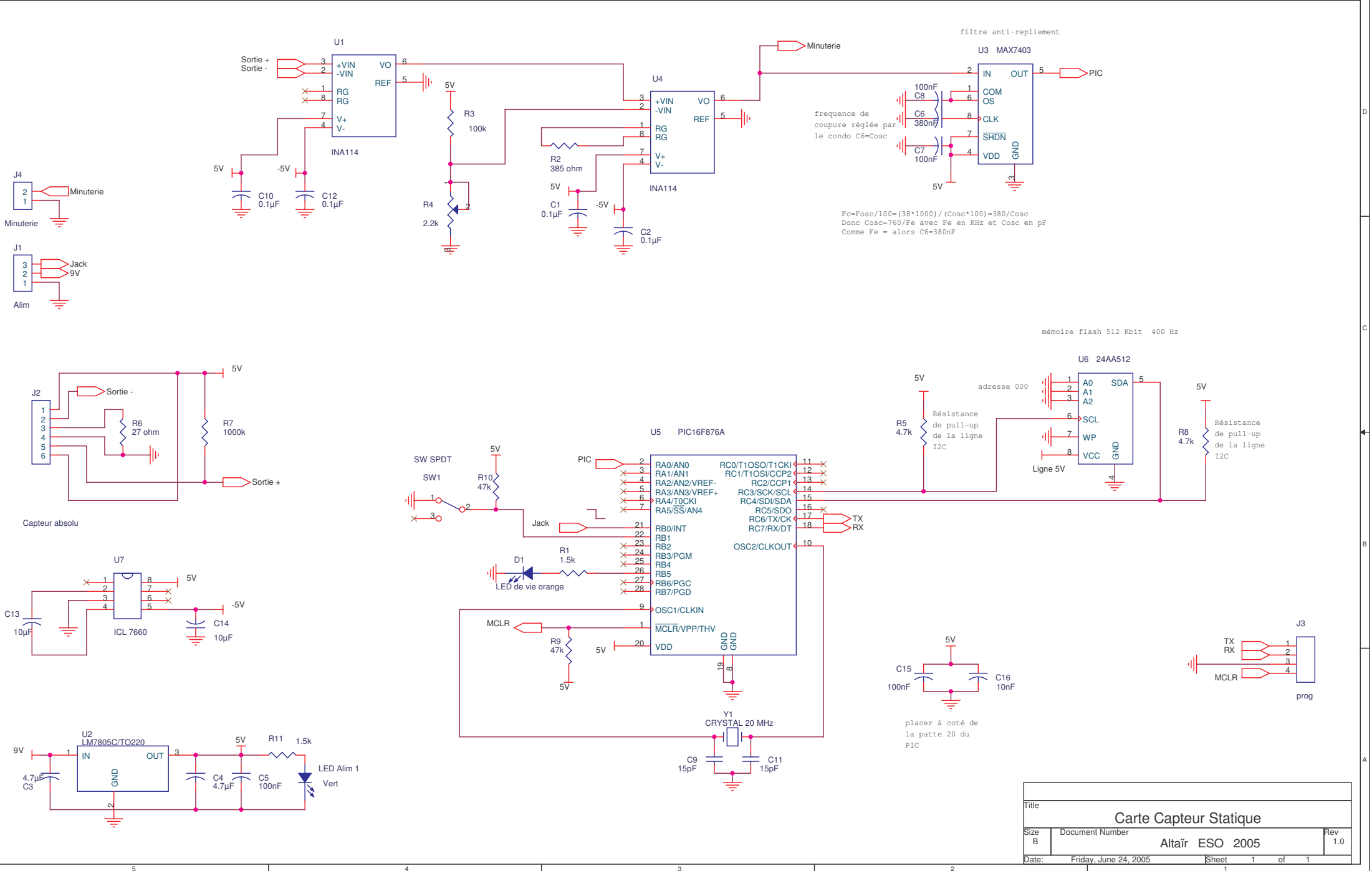


18V : 8k
 9V : 3.5k
 5V : 1.5k

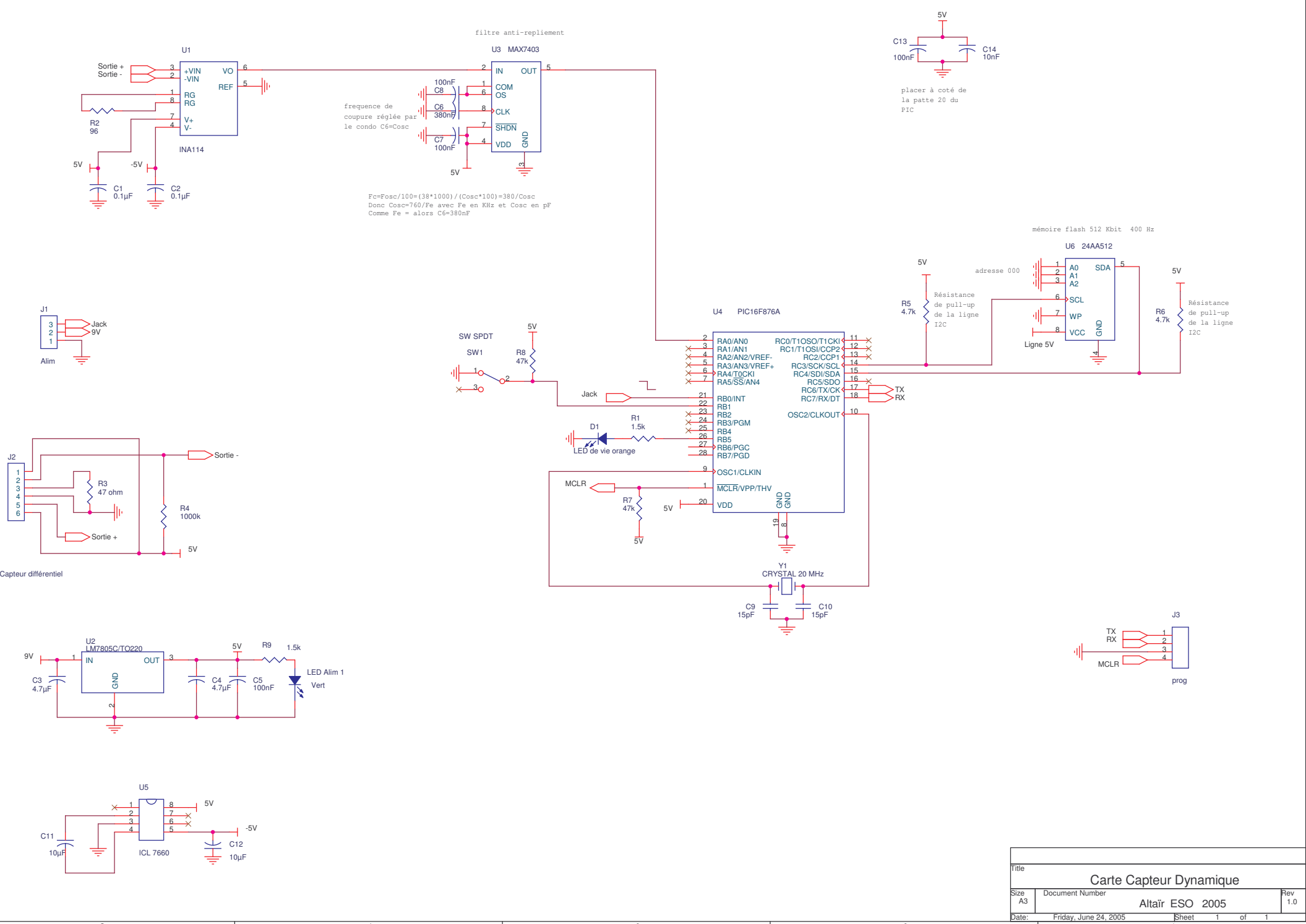
Title		
Mise en oeuvre		
Size A	Document Number	Rev 1.0
Date:	Friday, June 24, 2005	Sheet 1 of 1



Title			Carte Minuterie		
Size	Document Number	Altair ESO 2005			Rev
B					1.0
Date:	Tuesday, June 28, 2005	Sheet	1	of	1



Title		
Carte Capteur Statique		
Size B	Document Number	Rev 1.0
Altaïr ESO 2005		
Date: Friday, June 24, 2005	Sheet 1	of 1



filtre anti-repliement

U3 MAX7403

100nF
380nF
100nF

frequence de coupure réglée par le conda C6=Cosc

5V

$$F_c = F_{osc} / 100 = (38 * 1000) / (C_{osc} * 100) = 380 / C_{osc}$$
 Donc $C_{osc} = 760 / F_c$ avec F_c en KHz et C_{osc} en pF
 Comme $F_c =$ alors $C_6 = 380nF$

5V

C13 100nF C14 10nF

placer à coté de la patte 20 du PIC

mémoire flash 512 Kbit 400 Hz

U6 24AA512

1 2 3 4 5 6 7 8

A0 A1 A2 SDA WP VCC GND

adresse 000

5V

Résistance de pull-up de la ligne I2C

R5 4.7k R6 4.7k

Ligne 5V

J2

1 2 3 4 5 6

R3 47 ohm R4 1000k

Sortie -

Sortie +

5V

Capteur différentiel

U2 LM7805C/TQ220

9V

1 2 3

IN GND OUT

5V

R9 1.5k

C3 4.7µF C4 4.7µF C5 100nF

LED Alim 1 Vert

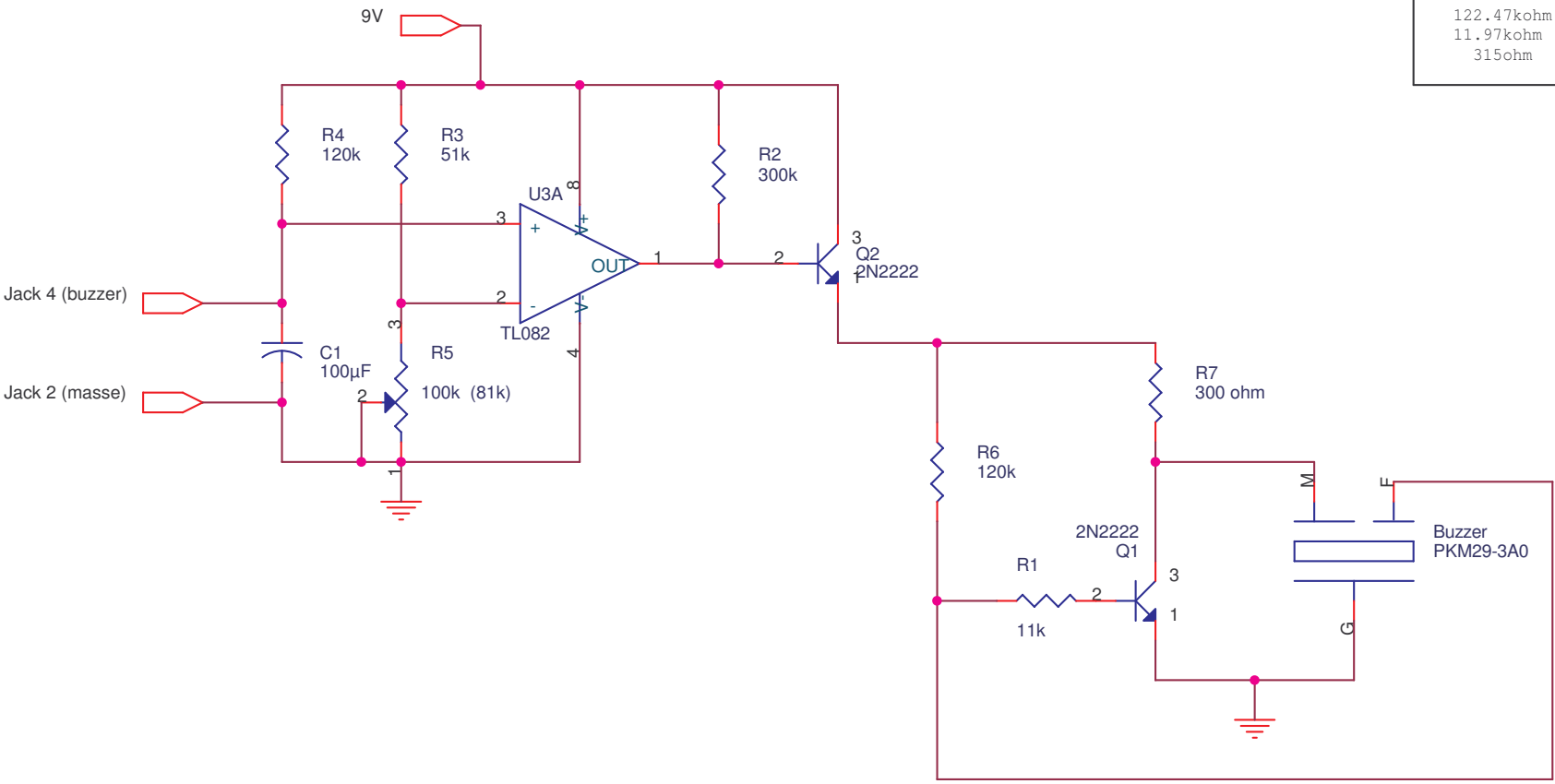
U5 ICL7660

1 2 3 4 5 6 7 8

5V -5V

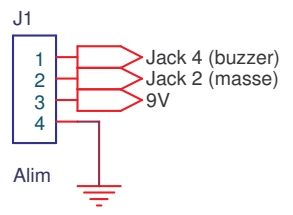
C11 10µF C12 10µF

Title			
Carte Capteur Dynamique			
Size A3	Document Number	Altair ESO 2005	Rev 1.0
Date: Friday, June 24, 2005	Sheet	1	of 1

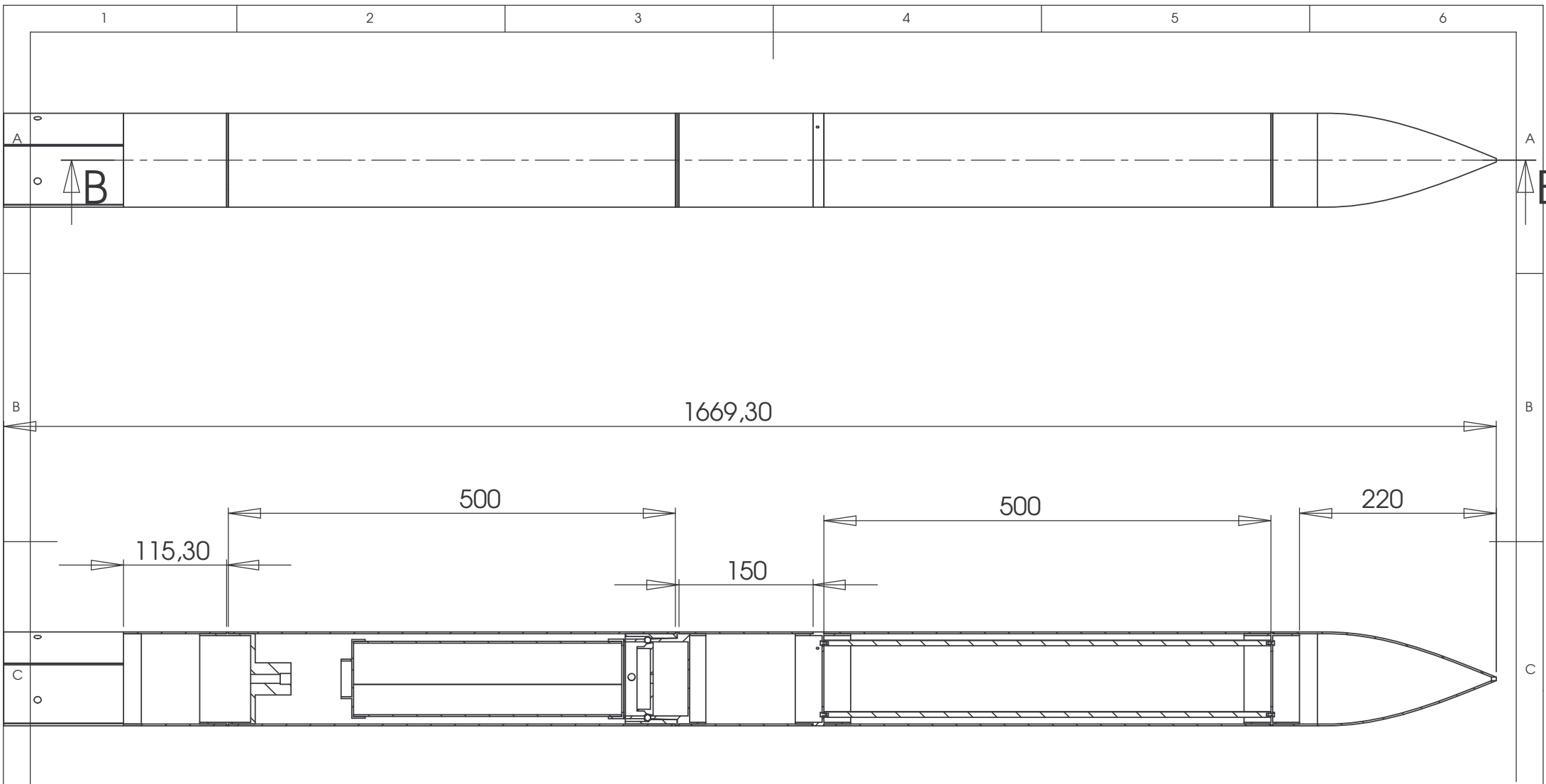


résistances
expérimentales
sous 8.75V :

122.47kohm
11.97kohm
315ohm



Title		
Carte Buzzer		
Size A	Document Number	Rev
Altaïr ESO 2005		
Date:	Thursday, April 21, 2005	Sheet 1 of 1



COUPE B-B
 ECHELLE 1 : 6

ALTAIR

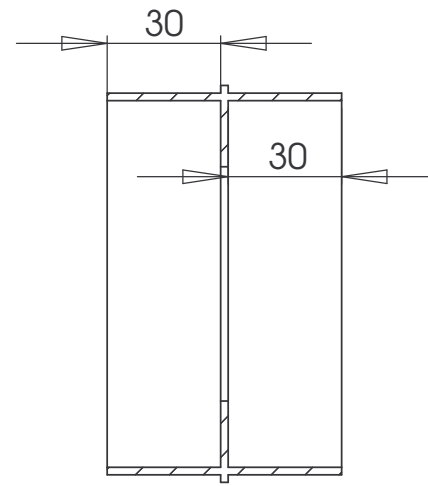
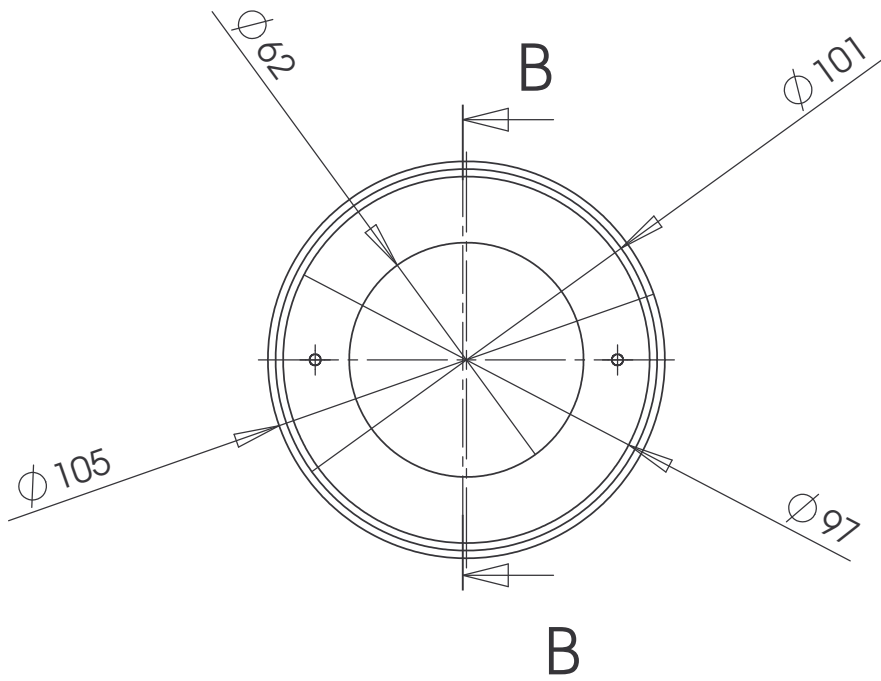
altair

A4

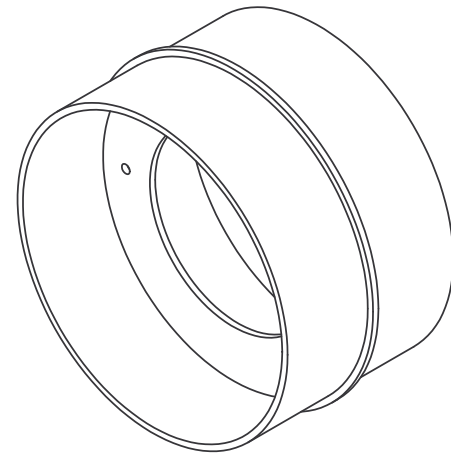
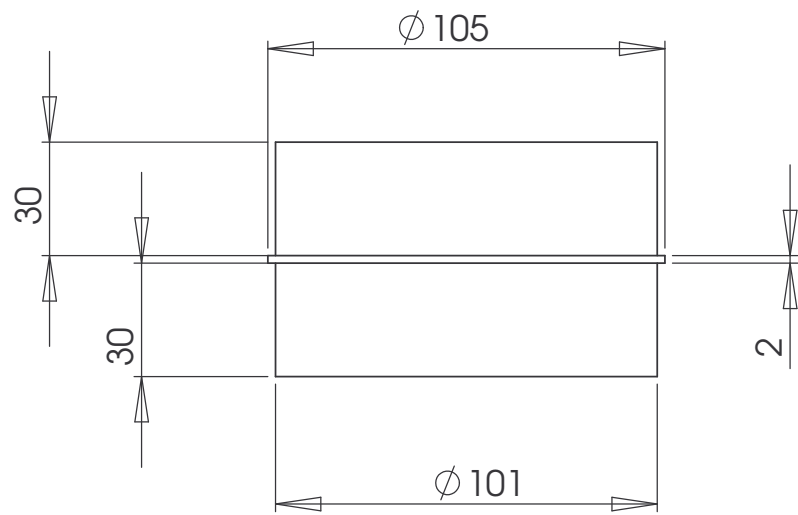
WEIGHT:

SCALE:1:10

SHEET 1 OF 1

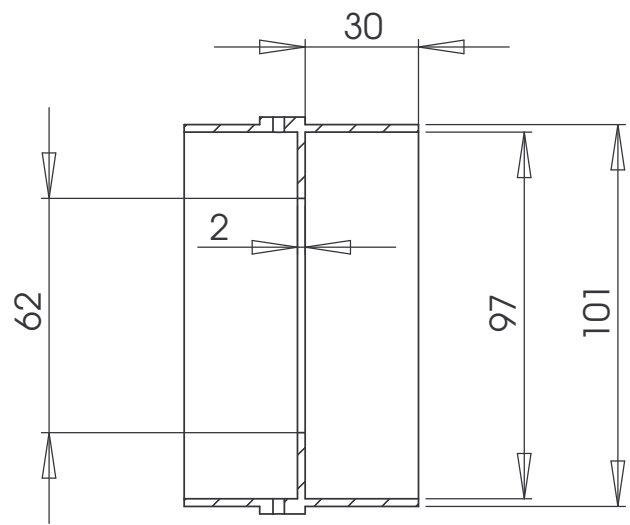
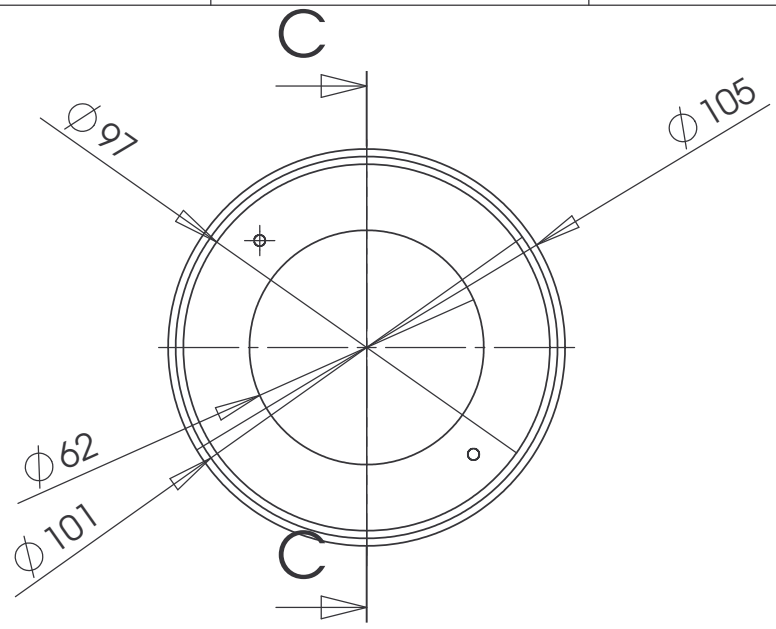


COUPE B-B

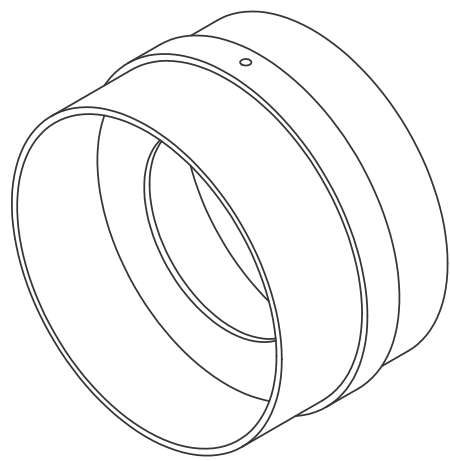
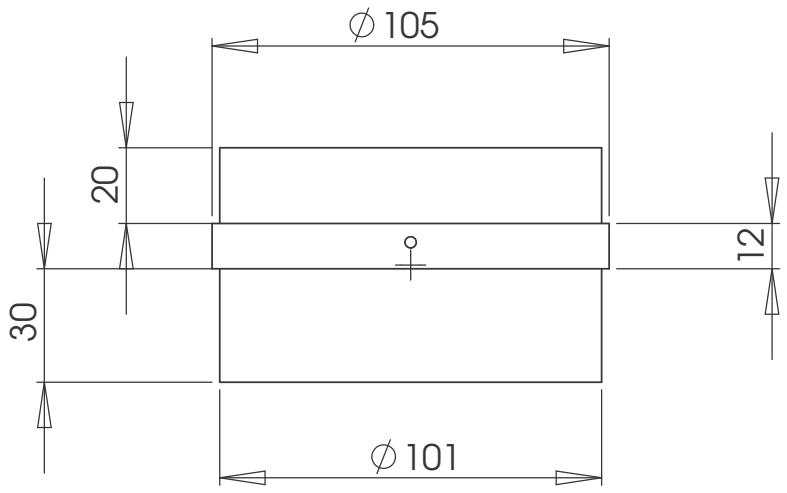


ALTAIR

bague superieure A4



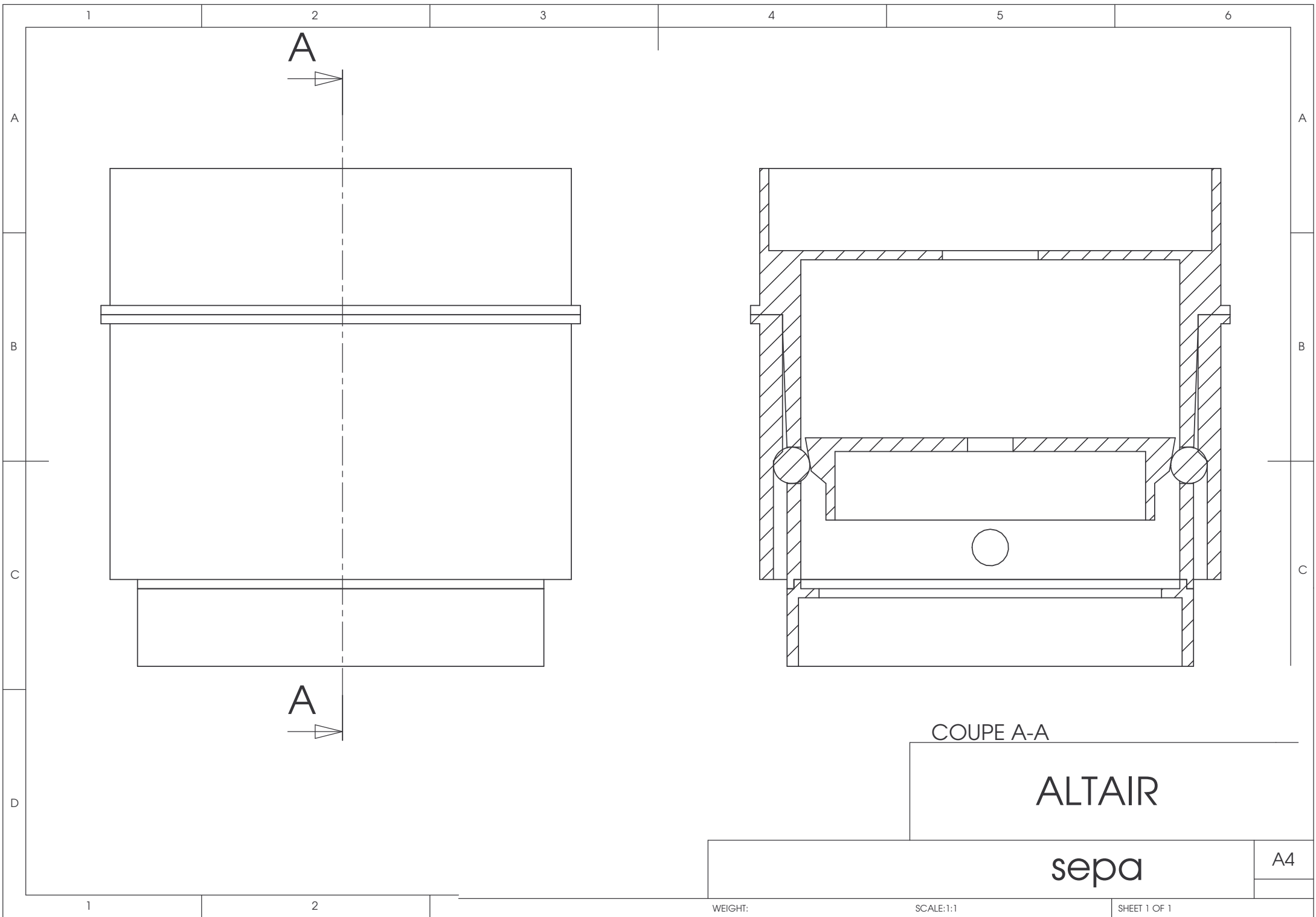
COUPE C-C



ALTAIR

Bague inferieure

A4



1 2 3 4 5 6

A

A

B

B

C

C

D

D

A

A

COUPE A-A

ALTAIR

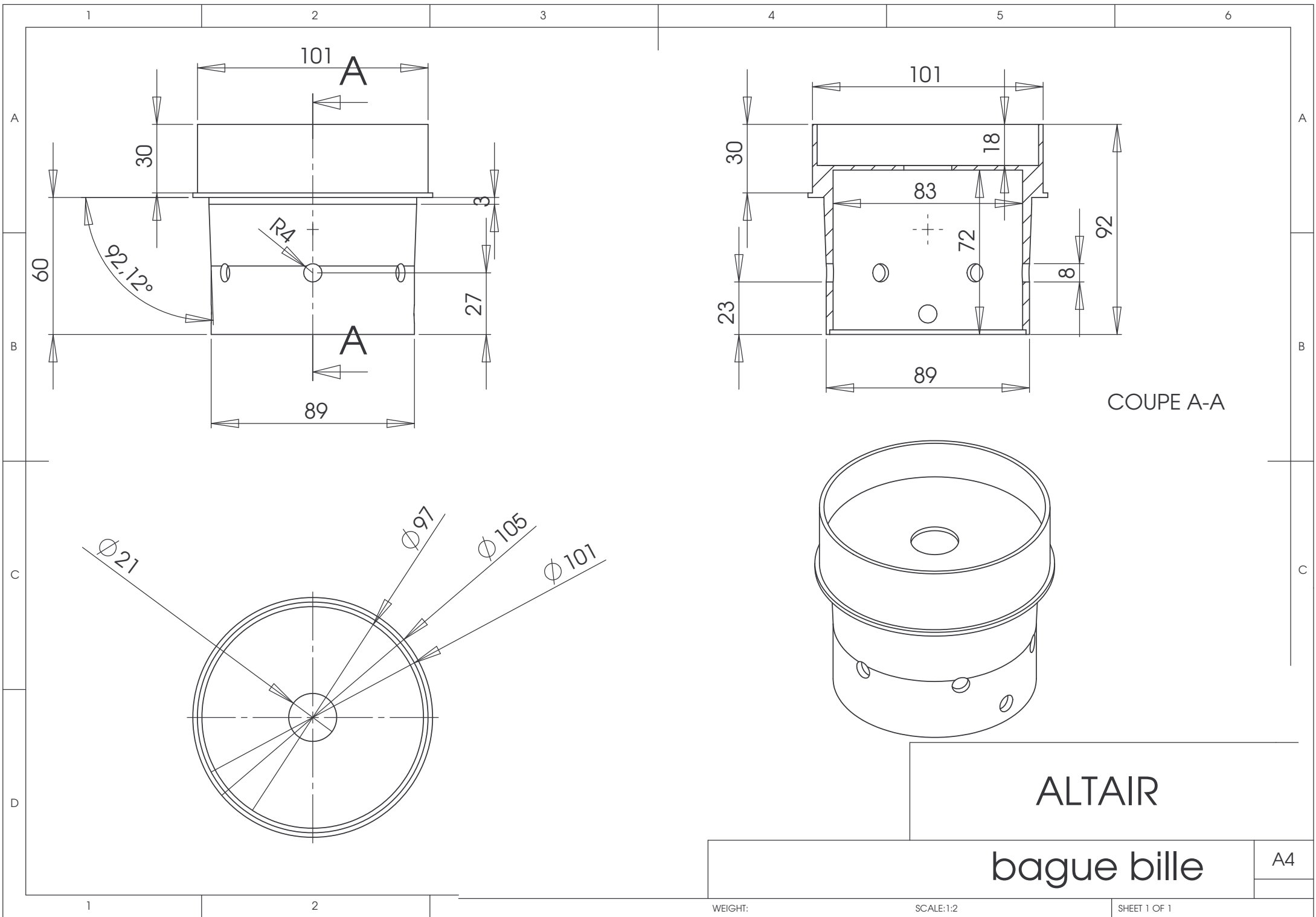
sepa

A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1

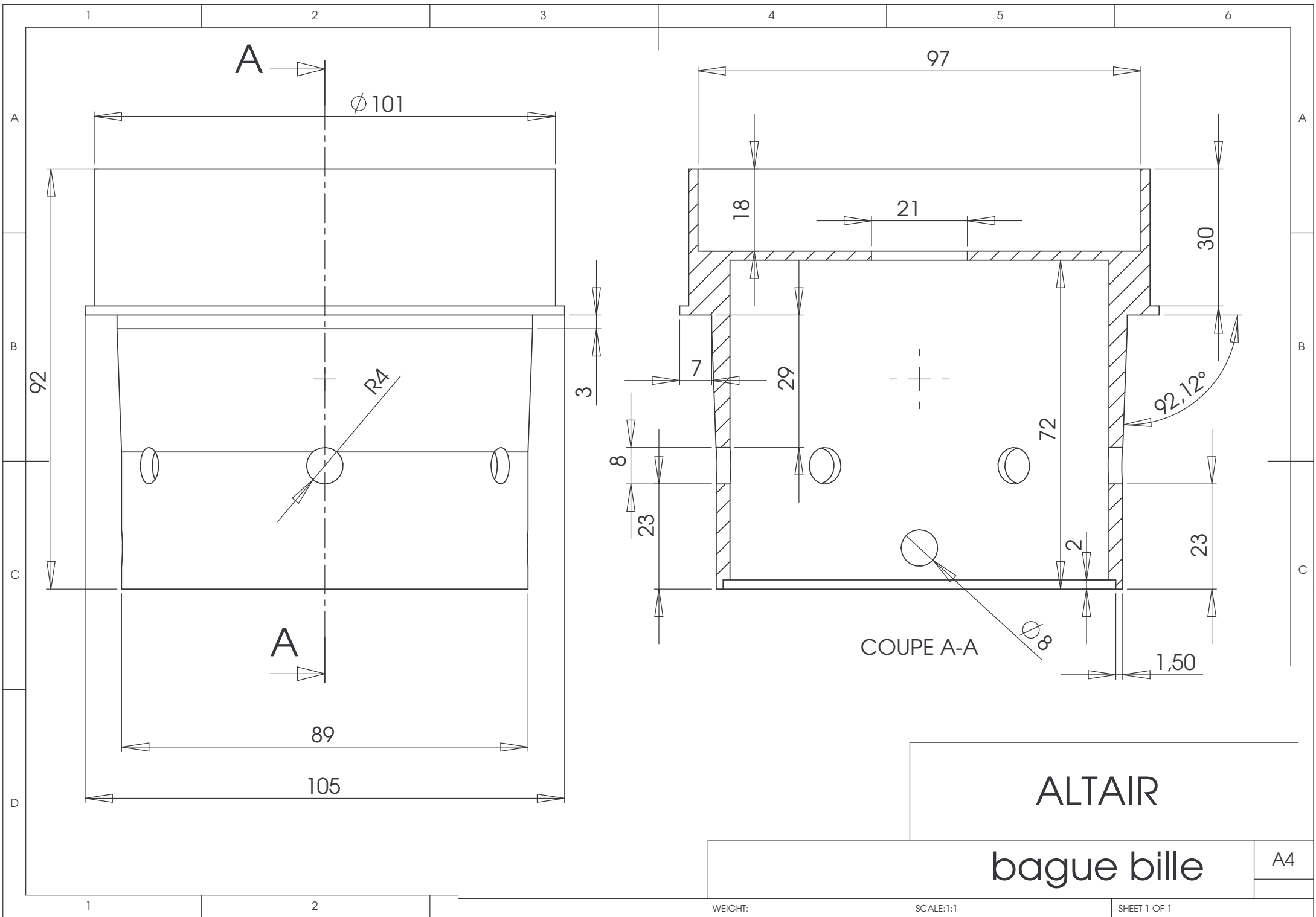


COUPE A-A

ALTAIR

bague bille

A4



A

∅ 101

R4

A

89

105

97

18

21

30

3

7

29

8

23

72

92.12°

2

23

COUPE A-A

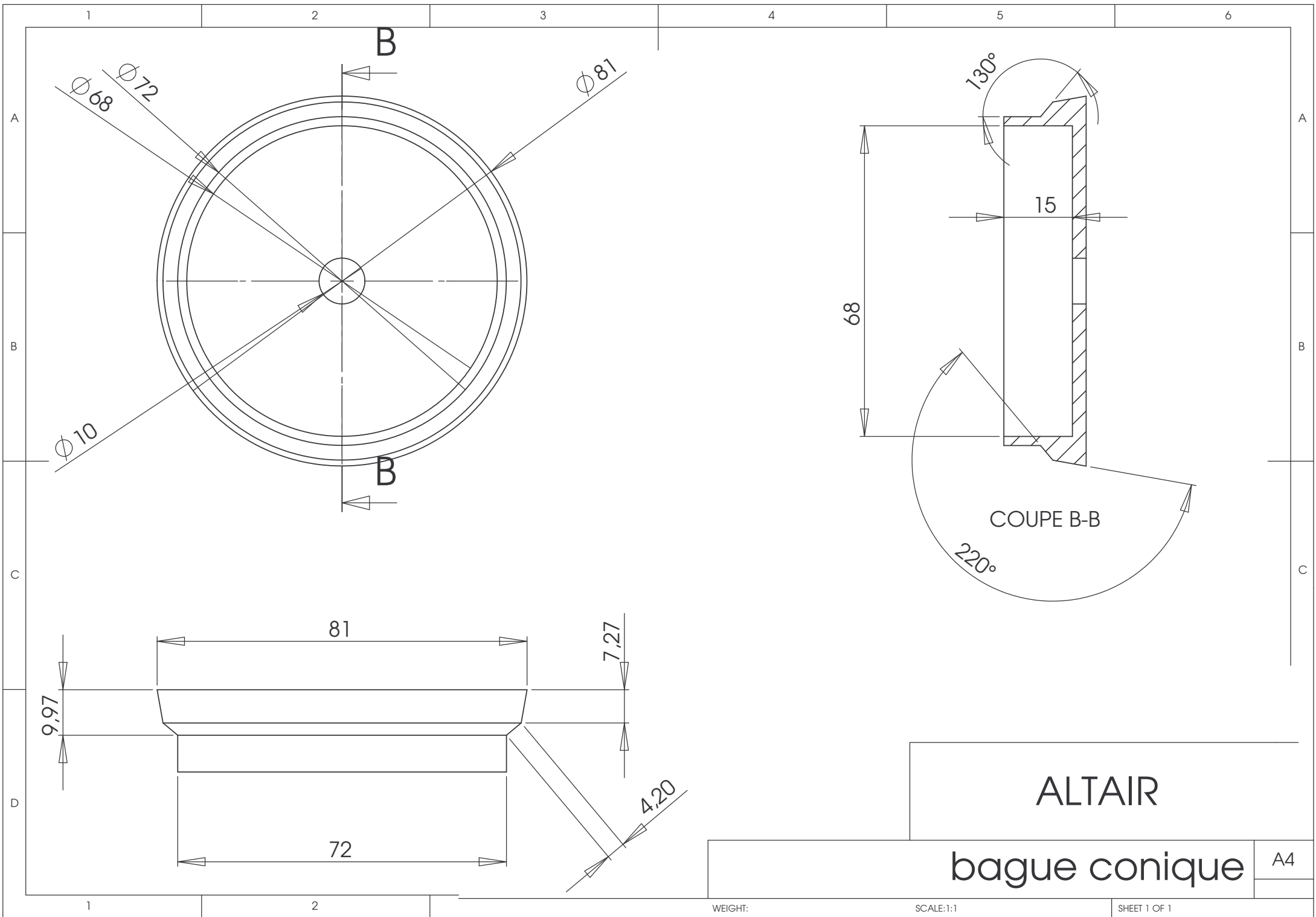
∅ 8

1,50

ALTAIR

bague bille

A4



ALTAIR

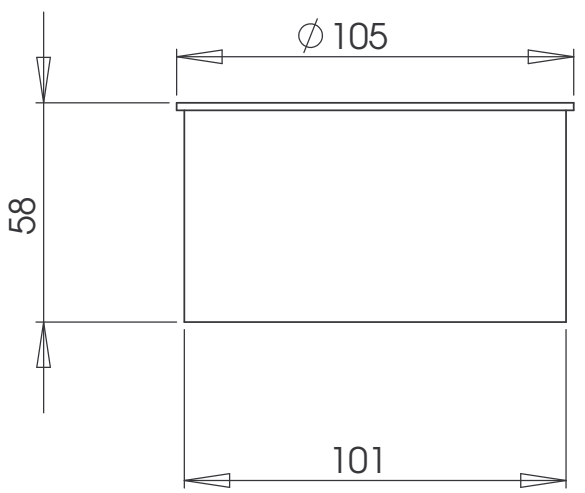
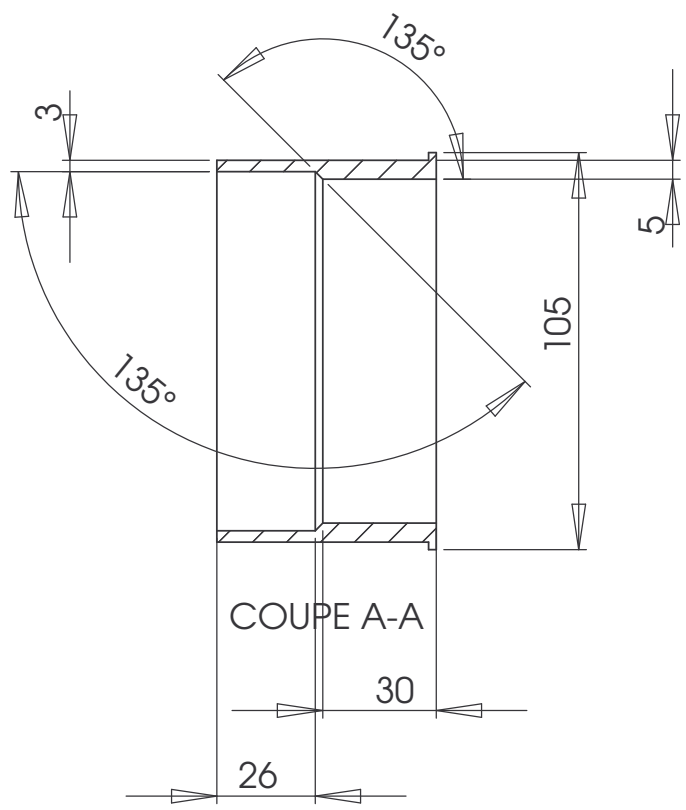
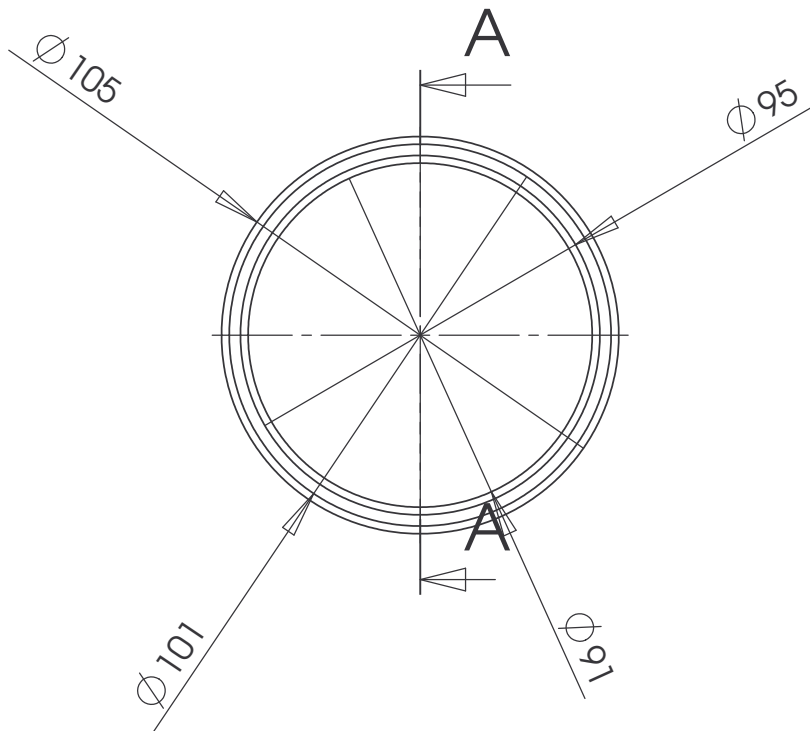
bague conique

A4

WEIGHT:

SCALE:1:1

SHEET 1 OF 1

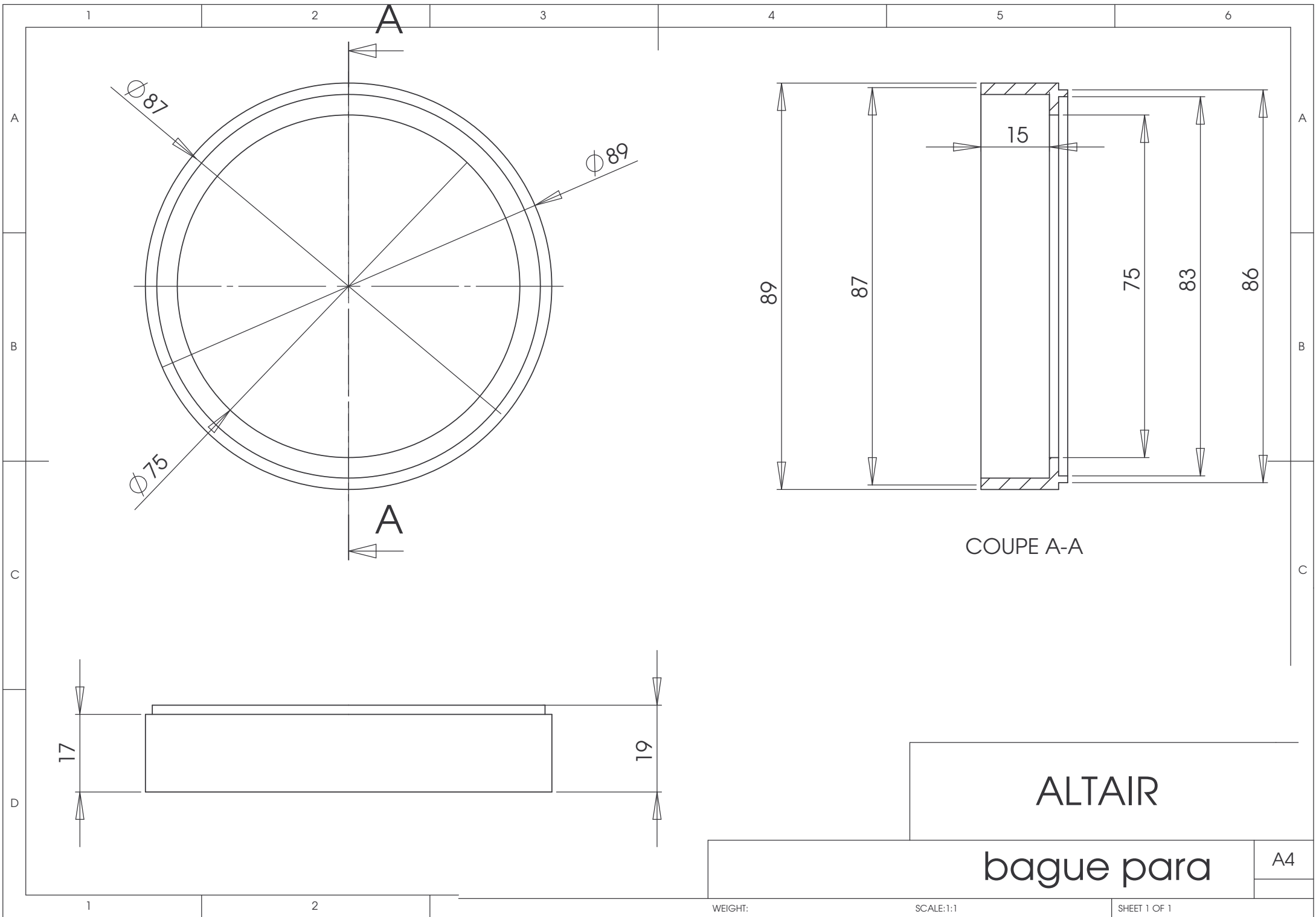


COUPE A-A

ALTAIR

bague exterieure

A4



A

A

COUPE A-A

ALTAIR

bague para

A4

1 2 3 4 5 6

A

A

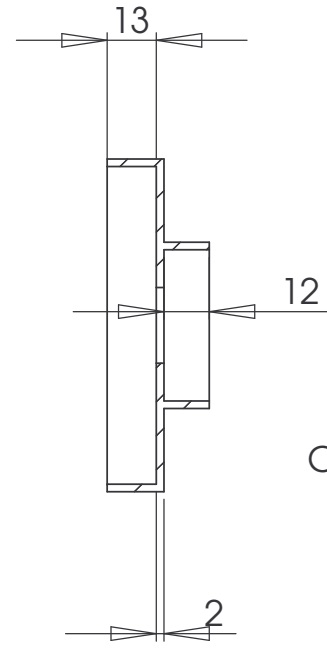
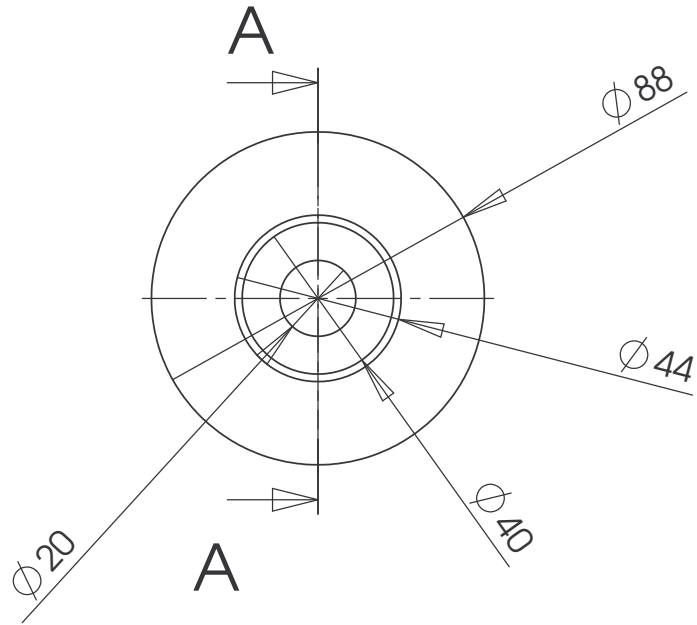
B

B

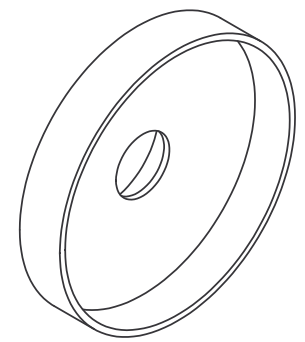
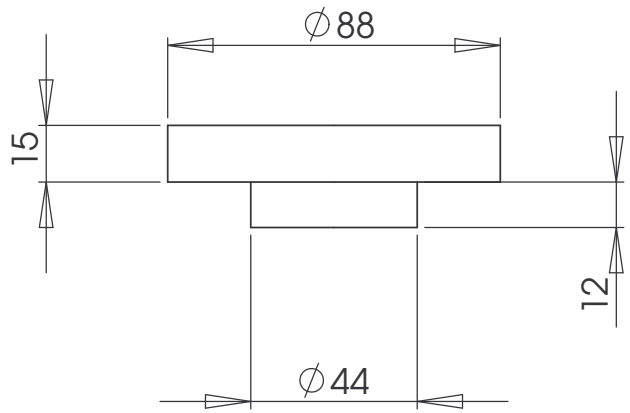
C

C

D



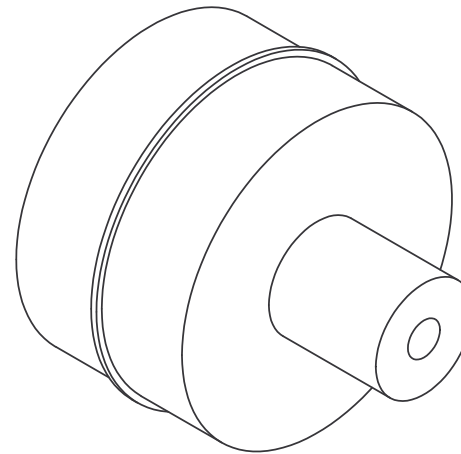
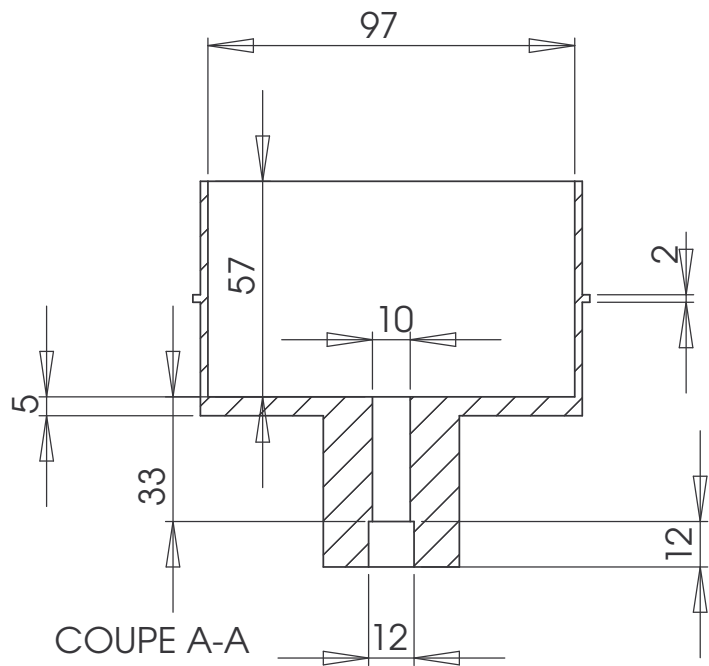
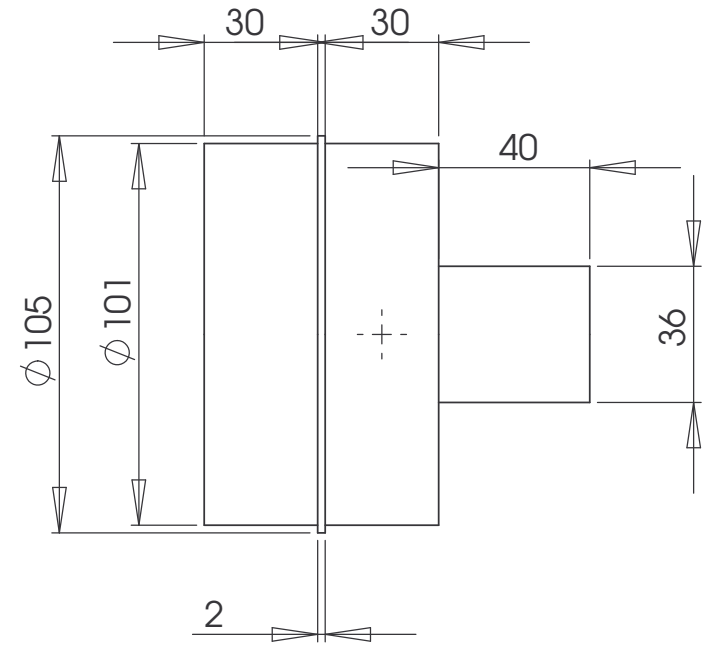
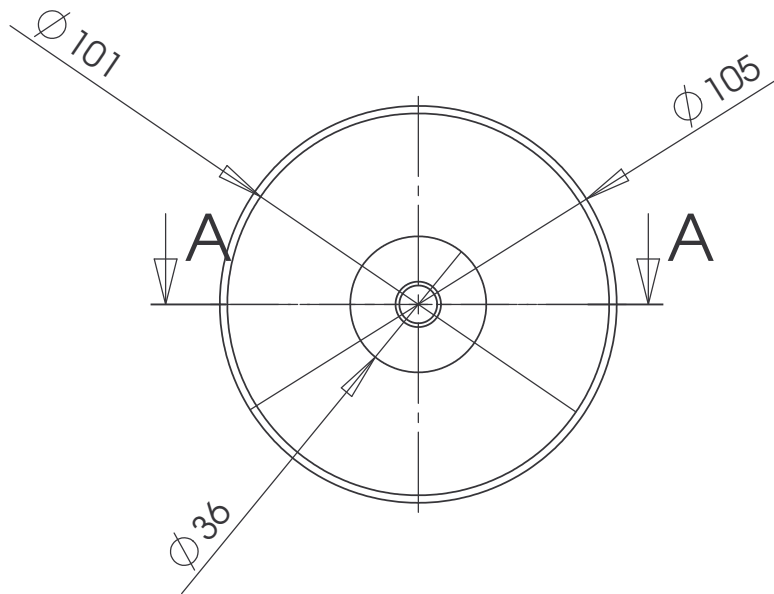
COUPE A-A



ALTAIR

bague ressort

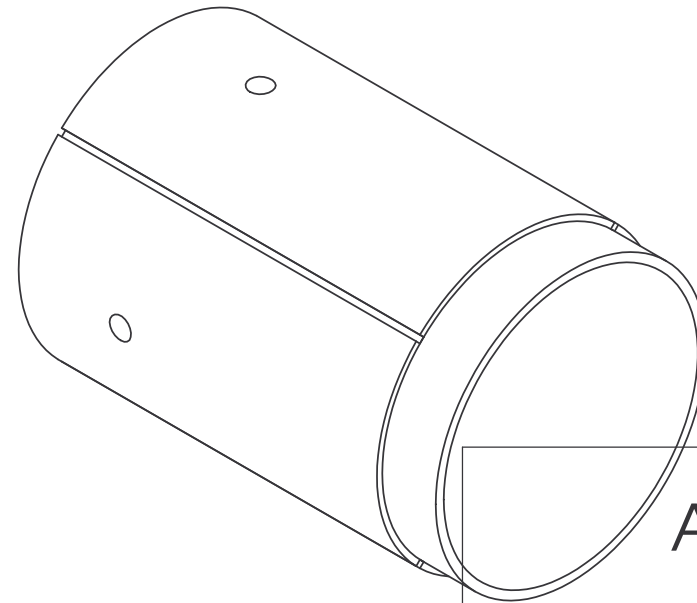
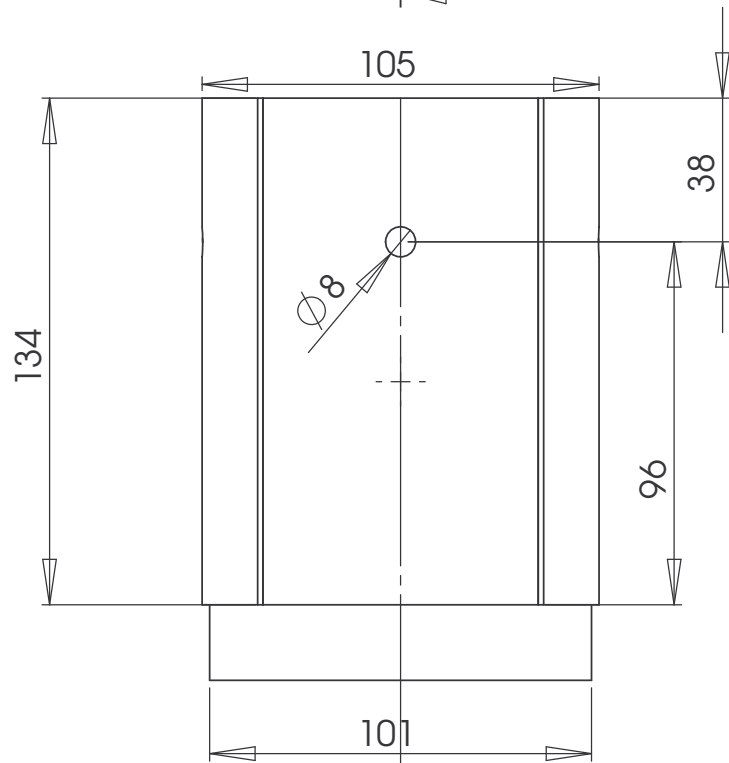
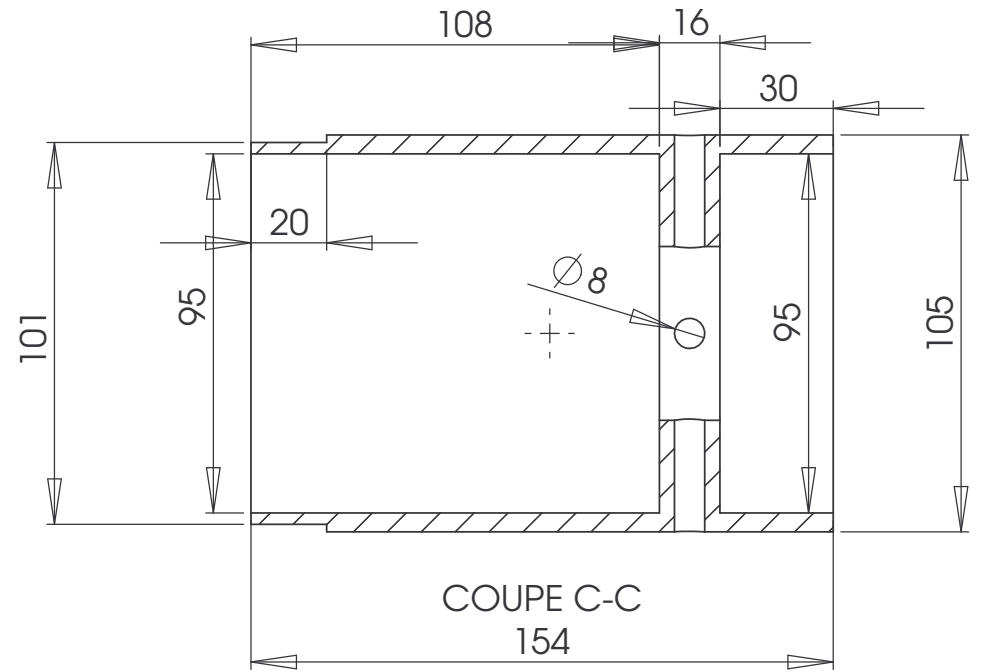
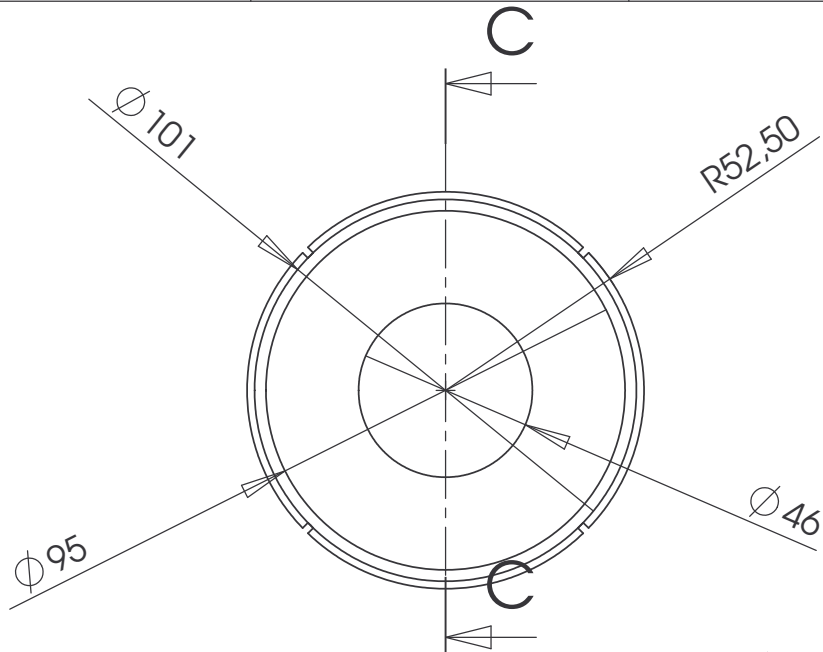
A4



ALTAIR

Bague poussée

A4



ALTAIR

bague ailerons

A4