



**LE RÉSEAU DE CRÉATION
ET D'ACCOMPAGNEMENT PÉDAGOGIQUES**

**Ce document a été mis en ligne par le Réseau Canopé
pour la Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel.**

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

DANS CE CADRE

Académie :	Session :
Examen :	Série :
Spécialité/option :	Repère de l'épreuve :
Epreuve/sous épreuve :	
NOM :	
<small>(en majuscule, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)</small>	
Prénoms :	N° du candidat <input type="text"/>
Né(e) le :	<small>(le numéro est celui qui figure sur la convocation ou liste d'appel)</small>

NE RIEN ÉCRIRE

Appréciation du correcteur	
Note :	<input type="text"/>

Il est interdit aux candidats de signer leur composition ou d'y mettre un signe quelconque pouvant indiquer sa provenance.

Le sujet se compose de 18 pages numérotées, de 1/18 à 18/18.
Dès que le sujet vous est remis, assurez-vous qu'il est complet.

Aucun document n'est autorisé.

L'usage de tout modèle de calculatrice, avec ou sans mode examen, est autorisé.

LE SUJET EST À RENDRE DANS SON INTÉGRALITÉ.

**BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE
OPTION : STRUCTURE**

ÉPREUVE E2 (U2) – EXPLOITATION DE LA DOCUMENTATION TECHNIQUE

CODE :1806-AER C U2

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

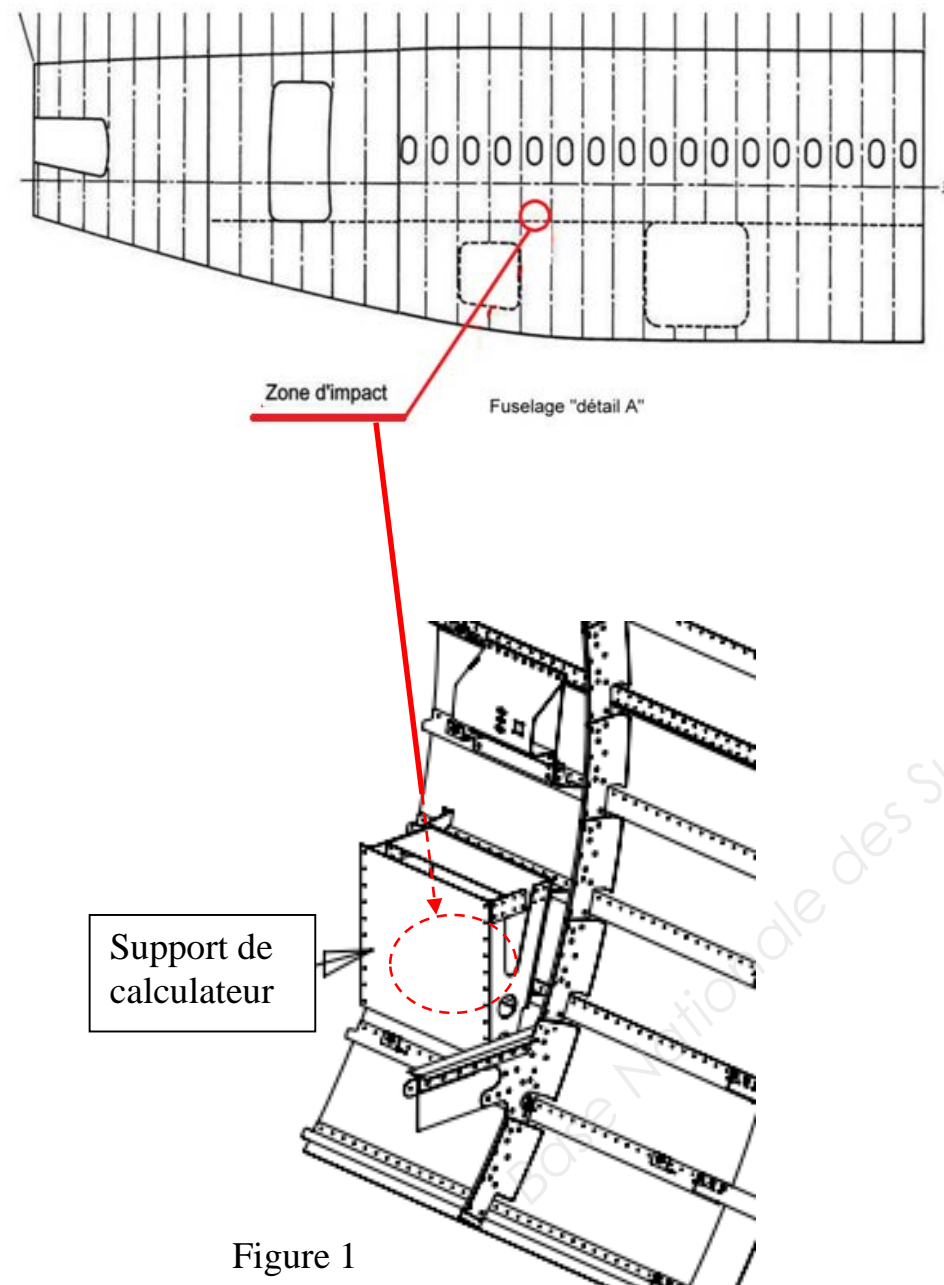


Figure 1

Mise en situation :

Lors du déchargement d'un container d'un avion d'une compagnie aérienne de transport de fret, il est constaté un enfoncement du revêtement sur le fuselage **côté droit** au niveau d'une lisse située à proximité d'un caisson (support de calculateur, voir fig. 1).

L'**enfoncement du revêtement** est positionné entre les cadres 59 et 60.

Dans le cadre de l'intervention, il faut procéder à :

- une analyse du cadre réglementaire et technique du système,
- une étude d'une réparation du fuselage,
- une étude de la fabrication d'une patte de fixation et du remontage du caisson.

Il est mis à disposition un dossier technique (DT).

Temps conseillé :

Le temps de lecture est intégré au développement du sujet.

Partie 1 Analyse préparatoire à l'intervention	1h15 min
Partie 2 Etude de la solution de réparation	1h
Partie 3 Etude des sollicitations	45 min
Partie 4 Analyse d'un sous-ensemble et fabrication d'un élément neuf	1h

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Partie 1 : Analyse préparatoire à l'intervention

Les questions ci-dessous vont permettre de se situer dans l'environnement de travail et de déterminer les caractéristiques techniques et dimensionnelles de l'aéronef sur lequel va se porter l'intervention.

1.1 Retrouver les dimensions générales de l'aéronef en remplissant le tableau « AIRCRAFT DIMENSIONS » ci-dessous, à l'aide du Dossier Technique (DT 2/15 à DT 6/15).

MAJOR AIRCRAFT DIMENSIONS	
A. General	Dimensions en mm
1- Overall length :	1-
2- Overall height :	2-
3- Wheel base :	3-
4- Track :	4-
B. Fuselage	Dimensions en mm
1- Reference length :	1-
2- Width :	2-
C. Stabilizer	Dimensions en m²
1- Basic horizontal area :	1-
2- Basic vertical area :	2-
D. Wings	Dimensions en mm et degrés
1- Span after Modif. Fence-Wing tip :	1-
2- Dihedral angle :	2-

1.2 Indiquer la nature de la section du fuselage (entourer la bonne réponse).

RECTANGULAIRE

OVOÏDE

BILOBEE

PYRIFORME

1.3 L'empennage horizontal de cet aéronef est de type THS (PHR).

Donner la signification de ce sigle et préciser quelle est la particularité de cet empennage.

THS ou PHR : _____

Particularité : _____

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

1.4 Replacer les termes suivants dans le tableau ci-dessous en fonction de leur N° ATA de référence, dans la colonne « DESIGNATION ».

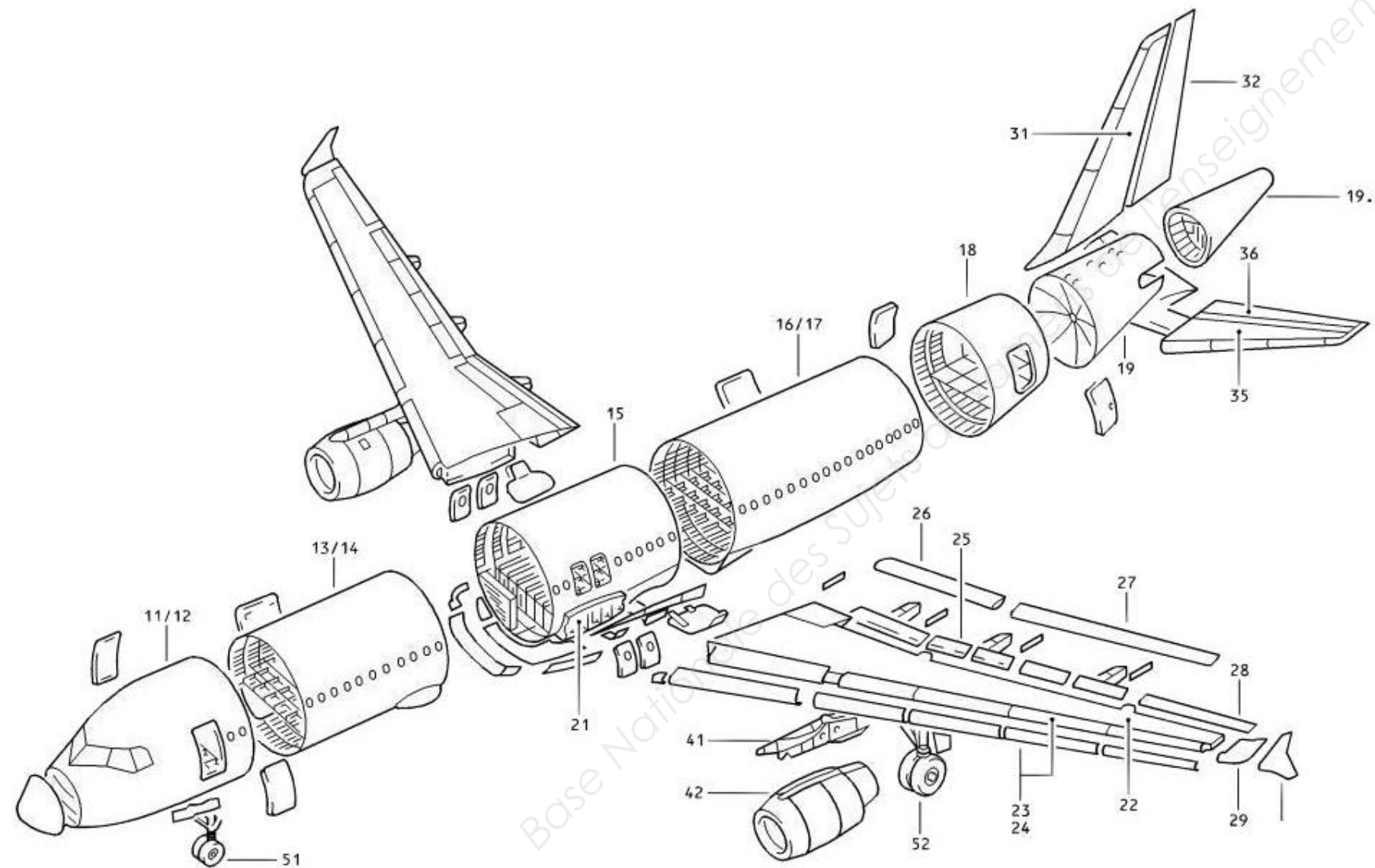
- CENTER FUSELAGE
- HORIZONTAL STABILIZER

- CONE REAR FUSELAGE
- NOSE FORWARD FUSELAGE

- ELEVATOR
- WING-TIP

- FORWARD FUSELAGE
- REAR FUSELAGE

- VERTICAL STABILIZER
- RUDDER



Aircraft Section Numbers

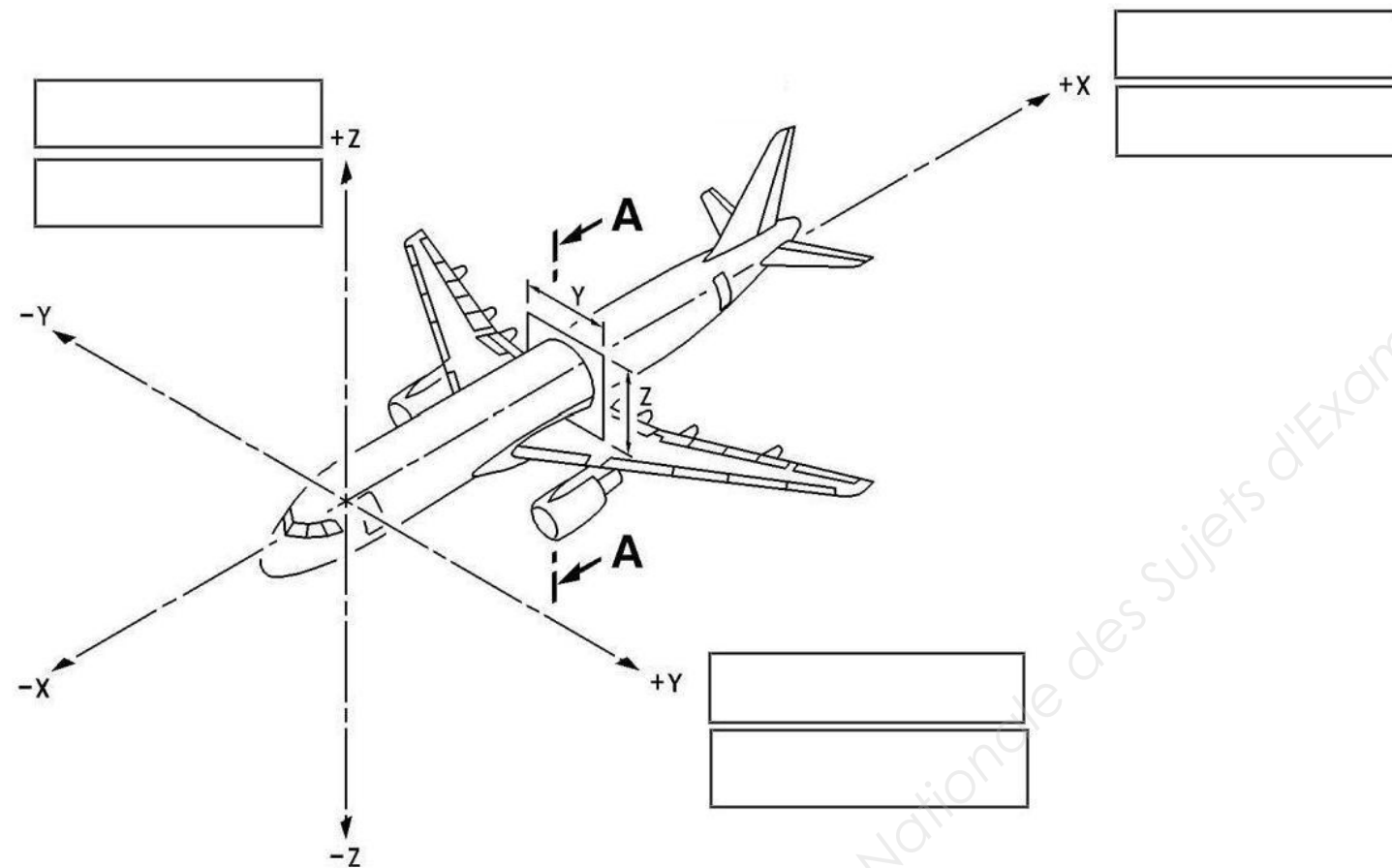
SECTION	ATA REFERENCE	DESIGNATION
11/12	53-10-00	
13/14	53-20-00	
15	53-30-00	
16/17	53-40-00	
18	53-40-00	
19	53-50-00	
19.1	53-50-00	
29	57-30-00	
31	55-30-00	
32	55-40-00	
35	55-10-00	
36	55-20-00	

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

1.5 Suivant les 3 axes d'évolution de l'avion, représentés ci-dessous, préciser le nom de chaque axe ainsi que les commandes de vol associées.

1.6 Les éléments présentés dans le tableau ci-dessous permettent de définir la ZONE DE DOMMAGE relative à l'intervention. Donner la signification ainsi que la traduction des abréviations dans le tableau ci-dessous.



ABREVIATION	SIGNIFICATION (anglais)	TRADUCTION (français)
STA 2776		
STA 2830		
FR 59		
FR 60		
STGR21RH		
REAR FUS		
AFT CTR FUS		

1.7 A l'aide du DT 3/15 et des données précisées dans la question précédente, situer l'emplacement du dommage (en cm) sur l'axe X entre 2 FR.

Le dommage est situé entre _____ et _____ cm.

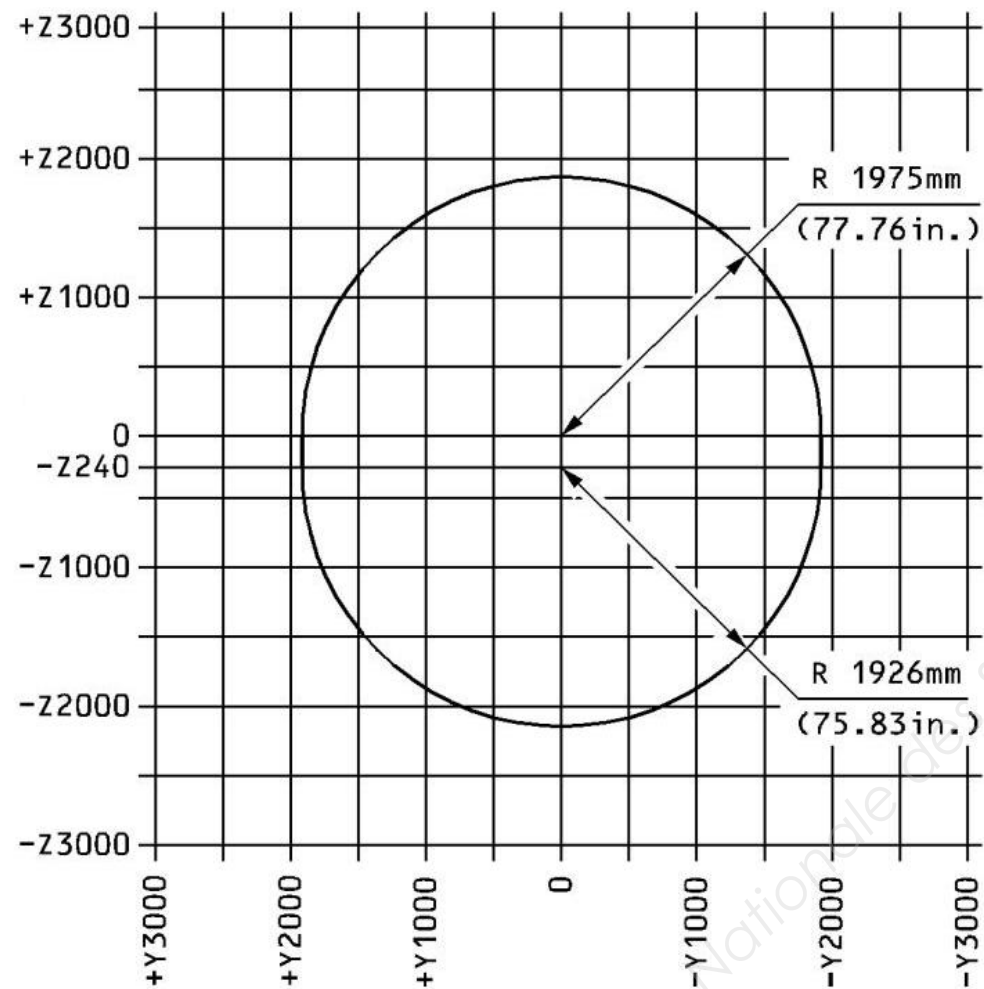
En déduire la distance, en cm, séparant FR 59 et FR 60.

FR 59 et FR 60 sont séparés de _____ cm.

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

1.8 Positionner par une croix sur le schéma, ci-dessous, le centre du dommage sachant qu'il se situe à :

$$X = + 28200 \text{ mm}; \quad Y = - 1750 \text{ mm}; \quad Z = - 1000 \text{ mm}$$



1.9 Préciser si la zone de réparation est pressurisée :

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

1.10 A l'aide du DT pages 4/15 et 5/15, situer la réparation au niveau des sections et des zones du fuselage :
(remplir le tableau)

MAJOR ZONE	SUB-ZONE	Section Division	ATA

1.11 La réparation nécessite l'utilisation des documents mentionnés dans le tableau ci-dessous. Donner la signification en anglais et la traduction en français de ces abréviations.

	SIGNIFICATION	TRADUCTION
AMM		
SRM		
IPC		

1.12 Citer les différents chapitres ATA du SRM en relation avec les éléments suivants :

- Pratiques standard Structure : _____

- Fuselage : _____

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Pour les questions suivantes se référer au DT pages 6/15 à 10/15

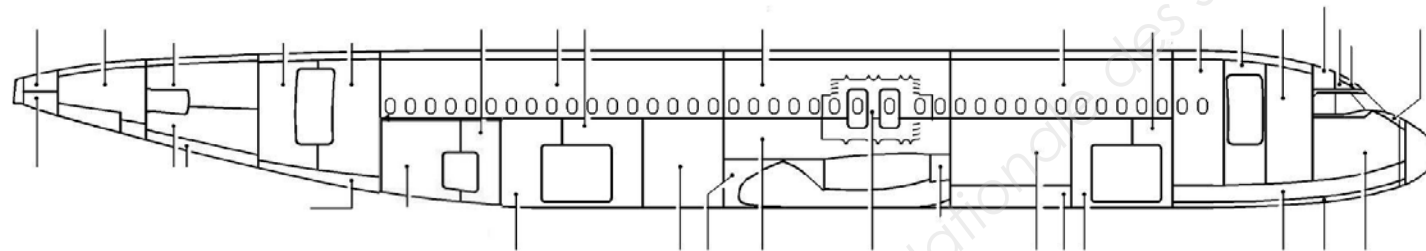
1.13 Indiquer sur quel panneau principal du revêtement se situe le dommage.
Renseigner le tableau ci-dessous en précisant son numéro, sa nomenclature et son positionnement :

ITEM	NOMENCLATURE	LOCATION

1.15 D'après le DT page 10/15, préciser les différents N° de chapitre, sous-chapitres et sections qui devront être consultés pour déterminer les défauts admissibles sur les éléments cités ci-dessous :

Pièces usinées	-
Plaques de revêtement	-
	-

1.14 Passer en couleur le panneau concerné sur le schéma ci-dessous :



1.16 D'après le DT page 8/15, décrire les 3 dimensions devant être prises en compte pour considérer le défaut admissible (exemple cote A) :

. **Cote A** : Distance entre l'endroit le plus profond de l'enfoncement et le bord du renfort le plus proche

. **Cote B** : _____

. **Cote D** : _____

. **Cote T** : _____

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

1.17 Préciser dans le tableau ci-dessous le repère, la zone à considérer et l'épaisseur du revêtement.

REPERE (1 à 5)	ZONE (A,B,C,D ou E)	EPAISSEUR	
		mm	in.

1.18 Préciser à l'aide du diagramme 103 du DT 8/15 si le défaut constaté sur le revêtement est admissible avec ou sans condition.

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Partie 2 : Etude de la solution de réparation

Après contrôle approfondi, le support technique conclut sur les dommages suivants :

- enfoncement du revêtement du fuselage sous le 36^{ème} hublot côté droit entre les **cadres 59 et 60** sur une **longueur de 100 mm** et une **profondeur de 7 mm**,
- **après ressuage**, révélation d'une **crique du revêtement**,
- déformation de **la lisse 21 droite**.

AERONEF :

- Avion AXXX-211 n° de série 0155 affrété par la compagnie AIR AERO.
- Immatriculation : F-GHQQ.
- Date de livraison : mars 1993.
- Moteurs : 2 X CFMI CFM56-5A1.
- 25320 cycles ; 48610 heures de vol depuis livraison.
- Position avant incident : en ligne de vol.
- Date de l'incident : aujourd'hui.

2.1 Avant l'intervention, renseigner (en français) la fiche de constatation des dommages, ci-dessous :

AIRCRAFT DEFECT / DAMAGE REPORT	
<u>Aircraft:</u> Type: _____ Operator: <u>Air AERO</u> MSN: _____ Registration: _____ Age: _____ FC: _____ FH: _____ Date defect / damage occurred or found: _____ Maintenance check code: _____	
<u>Damaged Part (Component):</u> Description / Part No. / Item Ref. of Component affected: _____	
Stringer: _____	_____ LH <input type="checkbox"/> RH <input type="checkbox"/>
Mod. stat: _____	
<u>Details of finding defect / damage:</u> Inspection: scheduled <input type="checkbox"/> unscheduled <input type="checkbox"/>	
Inspection method: visual <input type="checkbox"/> close visual <input type="checkbox"/> x-ray <input type="checkbox"/> ultra sonic <input type="checkbox"/> eddy current (MF) <input type="checkbox"/> eddy current (LF) <input type="checkbox"/> others <input type="checkbox"/>	
<u>Details of defect / damage:</u> Type: crack <input type="checkbox"/> hole <input type="checkbox"/> scratch <input type="checkbox"/> dent <input type="checkbox"/> corrosion <input type="checkbox"/> corrosion blended out <input type="checkbox"/> delamination <input type="checkbox"/> debonding <input type="checkbox"/> other: _____	
Size: Length: _____ width: _____ depth: _____ (unit: _____)	
Direction: _____	
Location: inside <input type="checkbox"/> outside <input type="checkbox"/>	
Suspected cause of defect / damage: _____	
Type of materials affected: _____	
<u>Operator's requirements:</u> Temporary repair for specified number of flights <input type="checkbox"/> : _____ Permission to defer final action for specified number of flights <input type="checkbox"/> : _____ Permanent repair <input type="checkbox"/>	

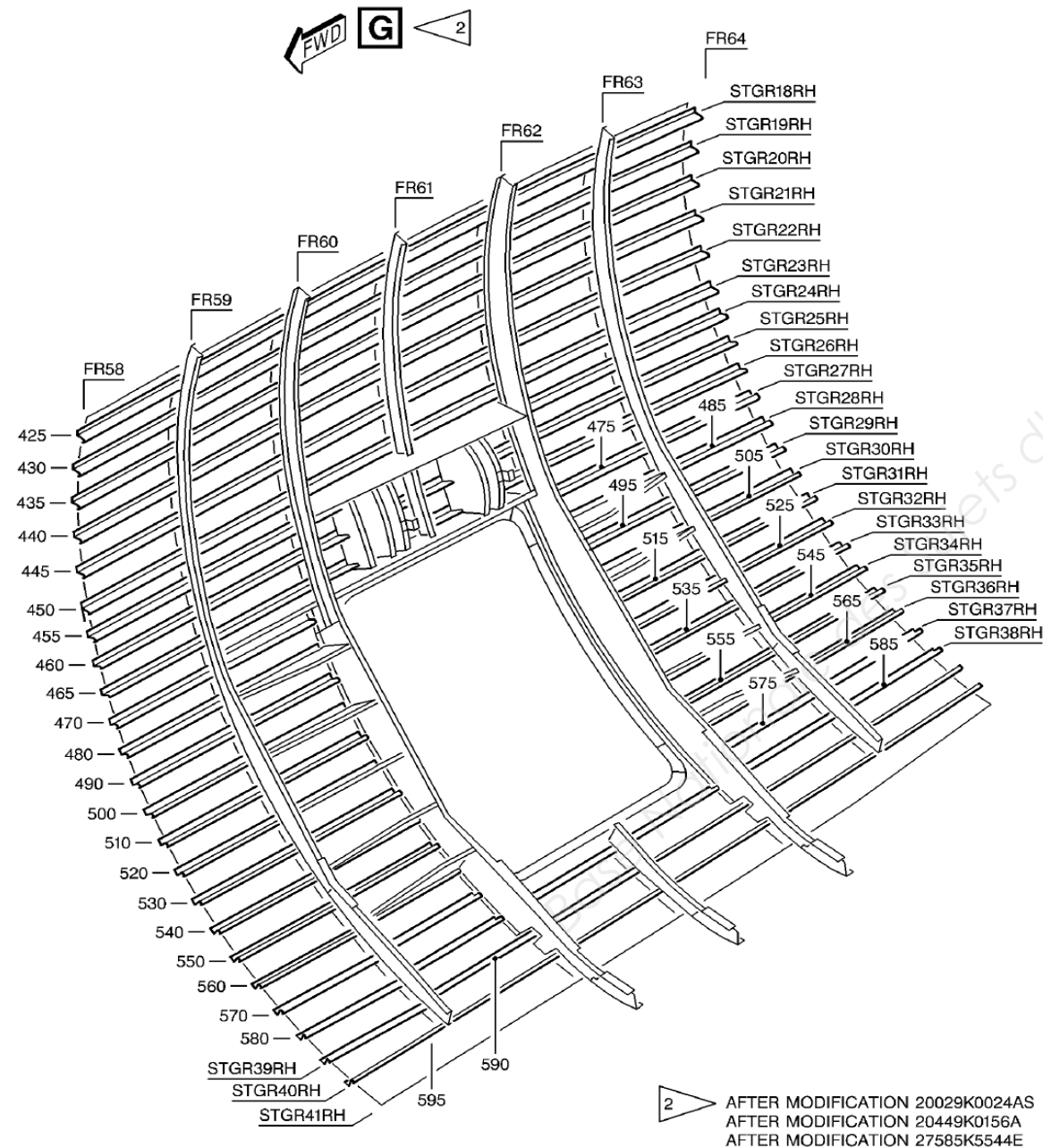
NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Le dommage constaté nécessitera une intervention sur la lisse et la peau.

Réparation de la lisse 21 droite

2.2 Sur le schéma ci-dessous, issu du DT, identifier la pièce endommagée en la coloriant.



2.3 Donner le repère, permettant son identification

2.4 Donner la signification du "Flag Note"

2.5 A partir de l'extrait du SRM 53-41-13 page 2, DT page 11/15, parmi la liste proposée, identifier les éléments permettant de se reporter à la lisse endommagée, les noter dans le tableau ci-dessous
N.B. L'avion se situe avant MODIF 31020K7090E.

NOMENCLATURE	FIGURE	PLANCHE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

2.6 A partir de l'extrait des pages du SRM 53-41-13, remplir le tableau ci-dessous permettant l'identification de la pièce endommagée.

N.B. l'avion se situe après MODIF 20449K0156A.

ITEM	NOMENCLATURE	SPECIFICATION AND/OR SECTION CODE

2.7 Suivant les données de réparation d'une lisse représentée dans le DT page 13/15, préciser, dans le tableau d'approvisionnement ci-dessous, les caractéristiques de la lisse endommagée et des fixations à utiliser :

DIMENSIONS LISSE		
FIXATIONS		
DESIGNATION	SYMBOLE / ITEM	QUANTITE
MATERIAU DE REMPLISSAGE		
FILLER	MATIERE	

Réparation de la peau.

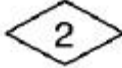
2.8 L'épaisseur du revêtement est de 1,6 mm selon SRM (DT page 14/15). Compléter le tableau ci-dessous :

N° REPERE	DESIGNATION	MATIERE/Section Code	EPAISSEUR
1			
2			

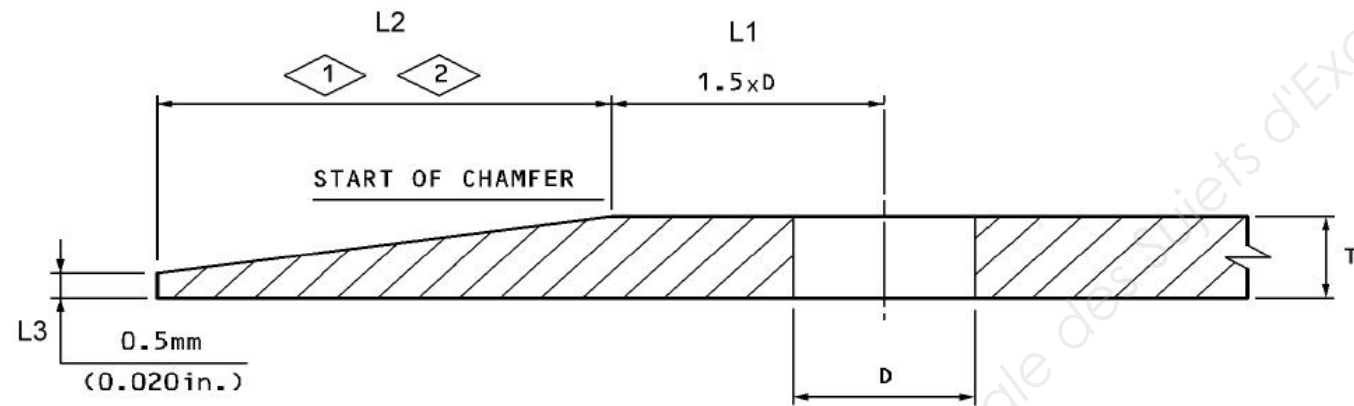
FIXATIONS		
SYMBOLE	DESIGNATION	QUANTITE
PAS		
PINCE b		
PINCE c		

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE


NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE


2.9 Citer les précautions à prendre dans le Flag note  sur le DT page 14/15. Répondre en français.

2.10 En se référant à la consigne ci-dessous, compléter les valeurs en mm, dans le tableau, pour réaliser le chanfrein du doubleur (on prendra comme diamètre d'alésage : 5 mm).



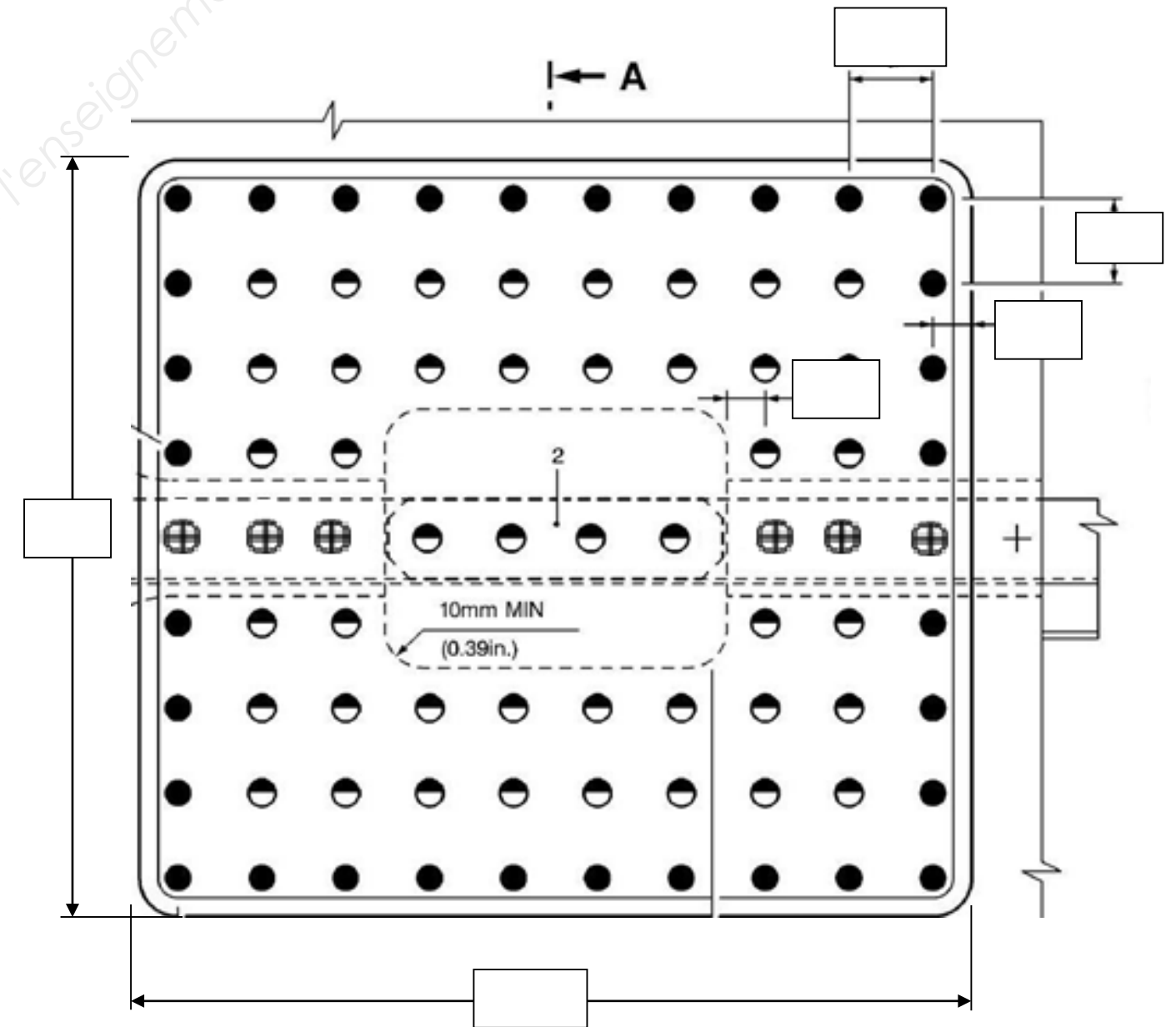
NOTE: ONLY APPLICABLE UNLESS SPECIFIED OTHERWISE BY SPECIFIC REPAIR INSTRUCTIONS

 5mm(0.20in.) WHEN 'T' IS \leq 4mm (0.16in.)

 6mm(0.24in.) WHEN 'T' IS $>$ 4mm (0.16in.) OR \leq 5mm(0.20in.)

ITEM	T	D	L1	L2	L3
VALEUR		5			

2.11 Conclure sur le dimensionnement du patch en renseignant les 6 cases ci-dessous :



NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Partie 3 : Etude des sollicitations

Pour valider la réparation, il faut comparer l'effort exercé par le différentiel de pressurisation sur le patch et les efforts que peuvent supporter les rivets de fixation du patch sur la lisse.

3.1 Détermination de l'effort dû au différentiel de pressurisation

Informations techniques :

- Différentiel de pressurisation 0,05 MPa
- Dimension de la découpe rectangulaire 100 mm x 110 mm
- 4 rivets sur la fixation de la lisse diamètre 4 mm (matière Al 2024 Re = 300 Mpa)
- Coefficient de sécurité k = 5
- Rappel $R_g = R_e/2$

Déterminer la surface de la découpe : (on considère que la découpe est rectangulaire).

S = _____

Déterminer l'effort dû au différentiel de pressurisation exercé sur le patch.

$$F = P \times S$$

F = _____

3.2 Donner les types de sollicitations auxquels sont soumis, sous les efforts de pressurisation, les rivets de fixation de la lisse sur la peau du patch (entourer la bonne réponse)

Traction	Compression	Cisaillement	Torsion
----------	-------------	--------------	---------

3.3 Suite à une étude du bureau d'étude l'effort en cisaillement représente 20 % de l'effort calculé précédemment :

Hypothèses : $F_{\text{cisaillement}} = 110 \text{ N}$
2 sections cisailées

Déterminer la section d'un rivet :

S = _____

En déduire la section totale cisailée :

S_{total} = _____

Déterminer la contrainte :

T = _____

Déterminer R_{pg}.

R_{pg} = _____

3.4 Conclusion

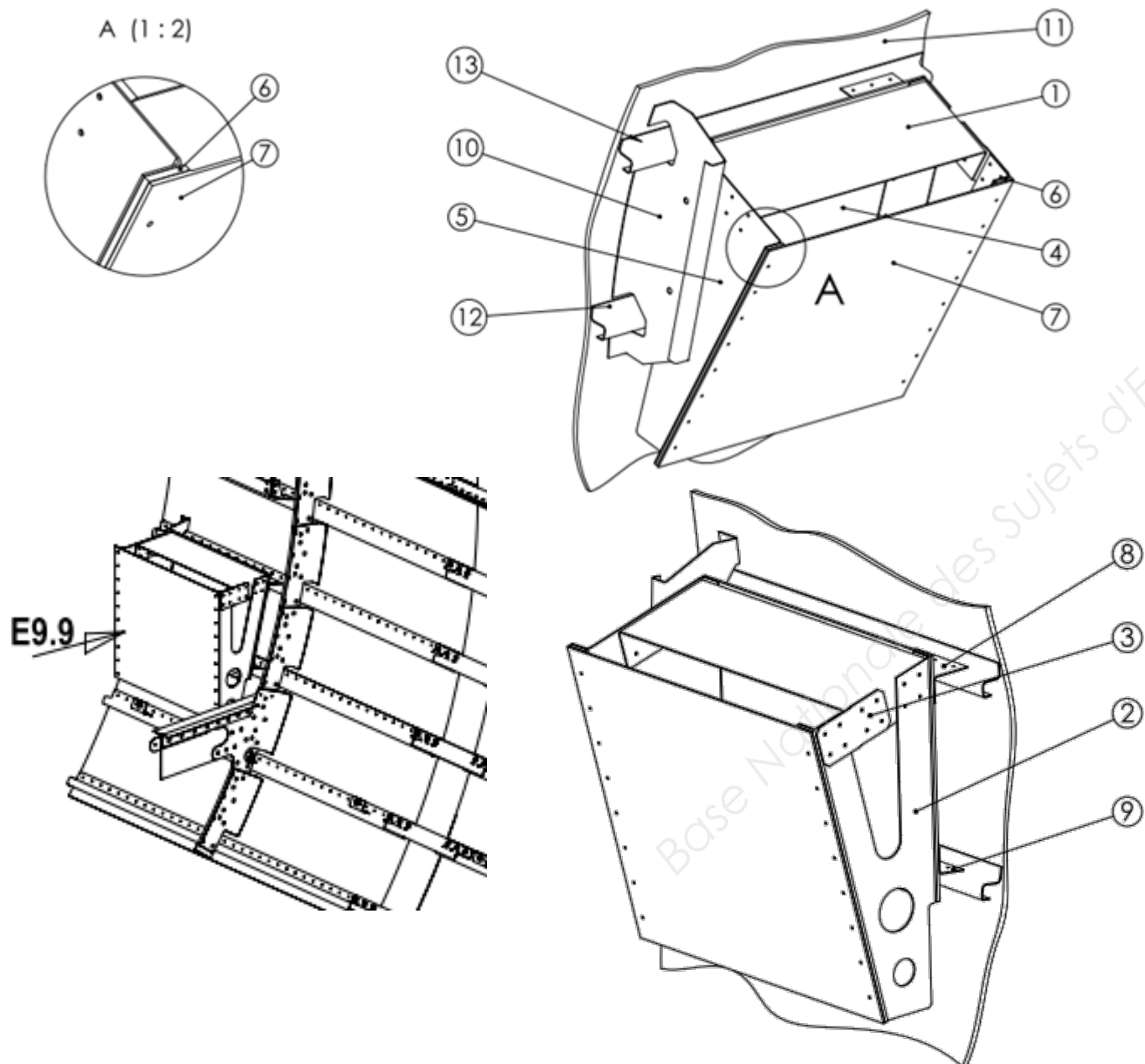
Conclure sur la résistance du rivet :

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

Pour pouvoir accéder à la lisse et réaliser la réparation, l'opérateur doit déposer le rack ci-dessous et fabriquer un nouveau support latéral Rep 10 suite à un dommage occasionné lors du démontage.

Partie 4 : Décodage et analyse du sous-système du rack

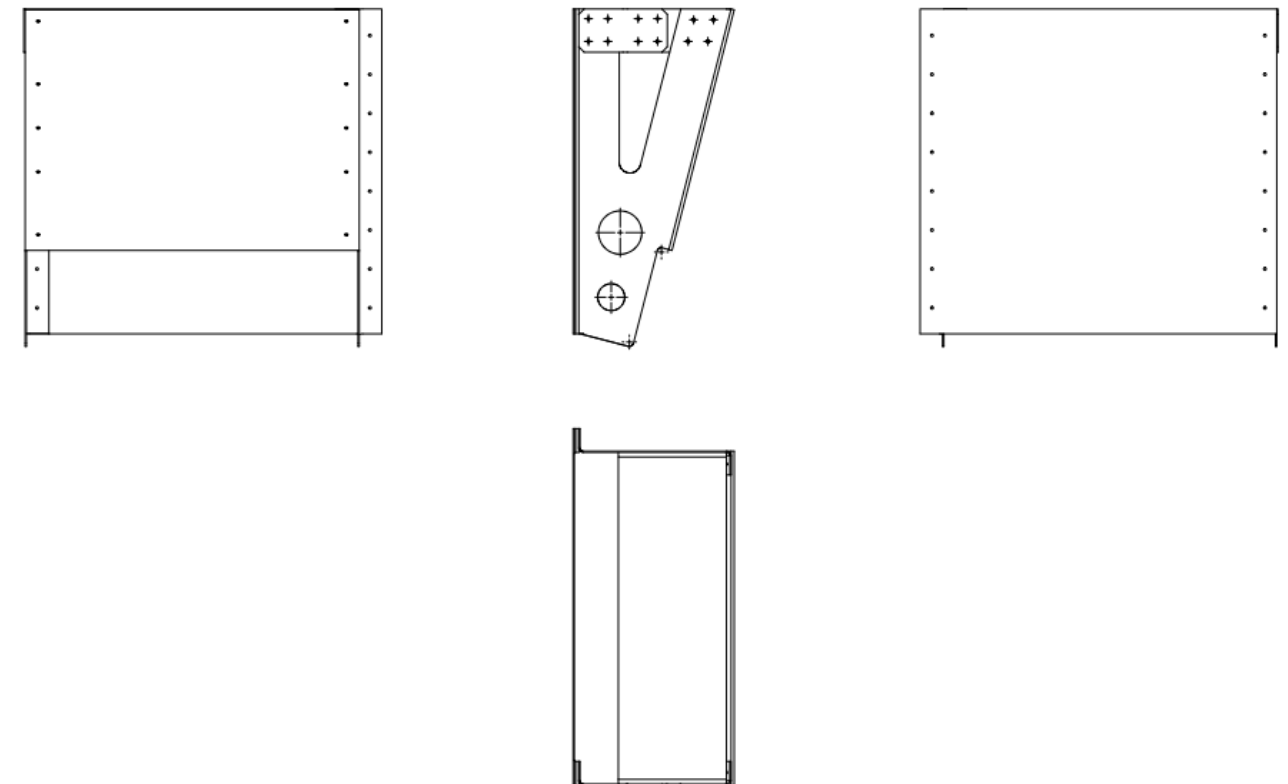
Représentation du rack en 3D :



NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

No. ARTICLE	NUMERO DE PIECE	DESCRIPTION	QTE
1	FLASQUE ARRIERE		1
2	FLANC AJOURE		1
3	ECLISSE SOYEE		1
4	PLAQUE INFERIEURE		1
5	FLANC PLEIN		1
6	ENTRETOISE	Pièce composite	2
7	PLAQUE SUPERIEURE	Pièce composite	1
8	SUPPORT SUPERIEUR		1
9	SUPPORT INFERIEUR		1
10	SUPPORT LATERAL		1
11	CARLING		1
12	LISSE EN Z SUPERIEUR		1
13	LISSE EN Z INFERIEUR		1

4.1 À partir des vues en 3D du rack et de la nomenclature, repérer les éléments 1 à 7 sur les vues du rack ci-dessous.

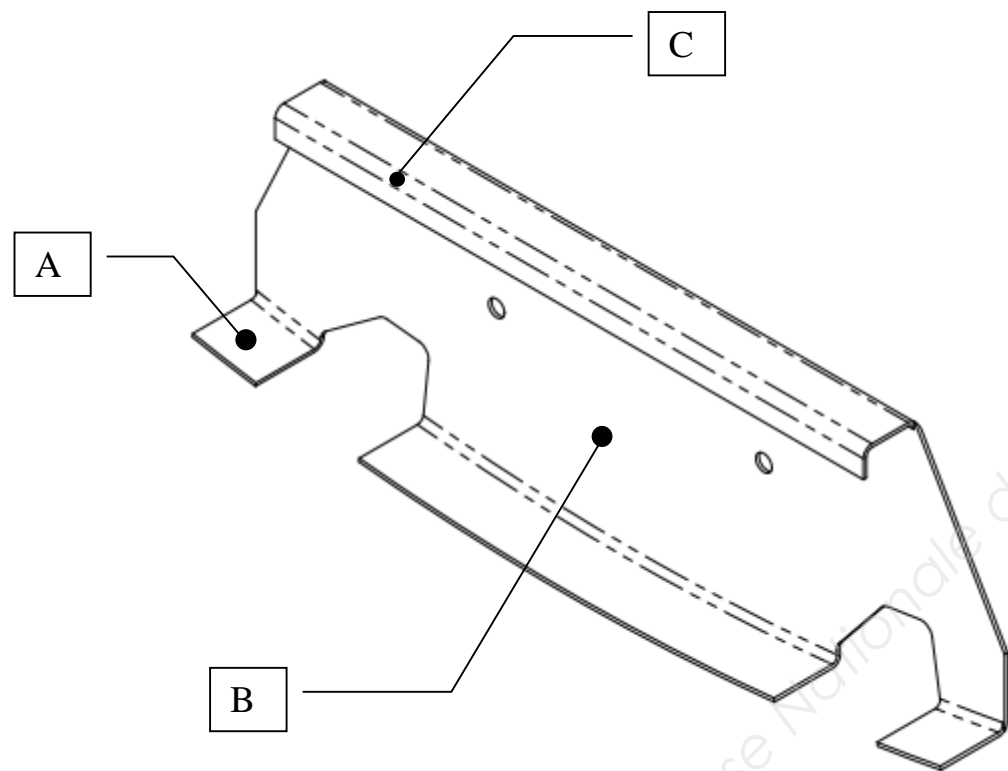


NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

4.2 A partir de la vue 3D ci-dessous du support latéral Rep10, donner le type de surfaces repérées A-B-C dans le tableau ci-dessous.
Mettre une croix dans la case correspondante.

Repère des surfaces	Type de surfaces				
	Plane	Cylindrique	Conique	Sphérique	Hélicoïdale
A					
B					
C					



NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

4.3 Sur le dessin ci-contre, représentant l'outillage de formage pour fabriquer la pièce rep. 10

- Réaliser la cotation en position des perçages

Les cotes seront mesurées directement sur le plan.

Tolérance générale : ± 0.1

Etat de surface : $Ra3.2$
Ebavurer et casser les angles

A		1	2017A - Ep. 30 mm		
Rep.	Désignation	Nbre	Matière	Débit	Observations
Echelle : 1/2			Temps :		Date : 02/02/2006
OUTILLAGE DE CAMBRAGE - FORME					
				OUT1-05052-100-10-009	
Modif.					
				f° 1	

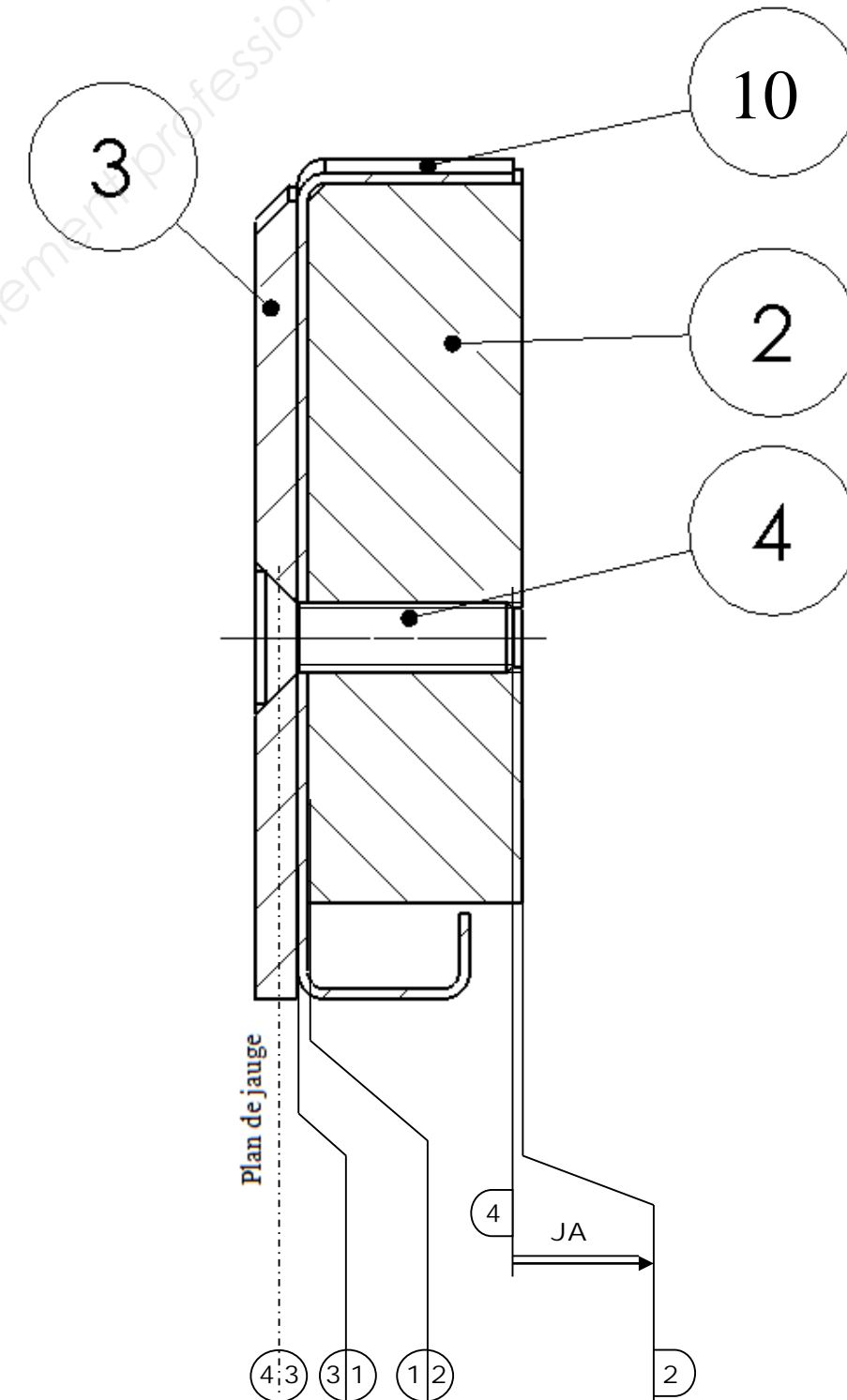
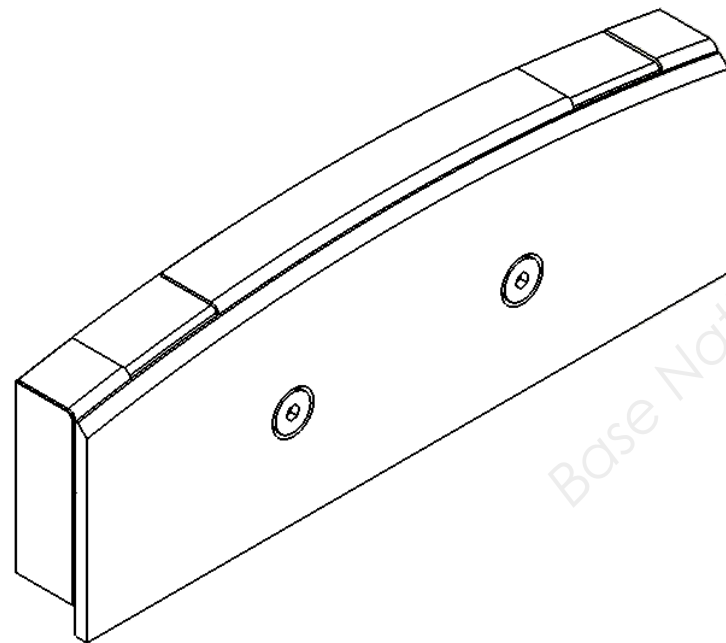
NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

4.4 Sur le montage d'outillage du support latéral Rep10 (figure ci-contre), expliquer quelle est la fonction de la condition JA.

4.5 Tracer la chaîne de cote sur le schéma ci-contre et écrire l'équation de la cote condition JA.

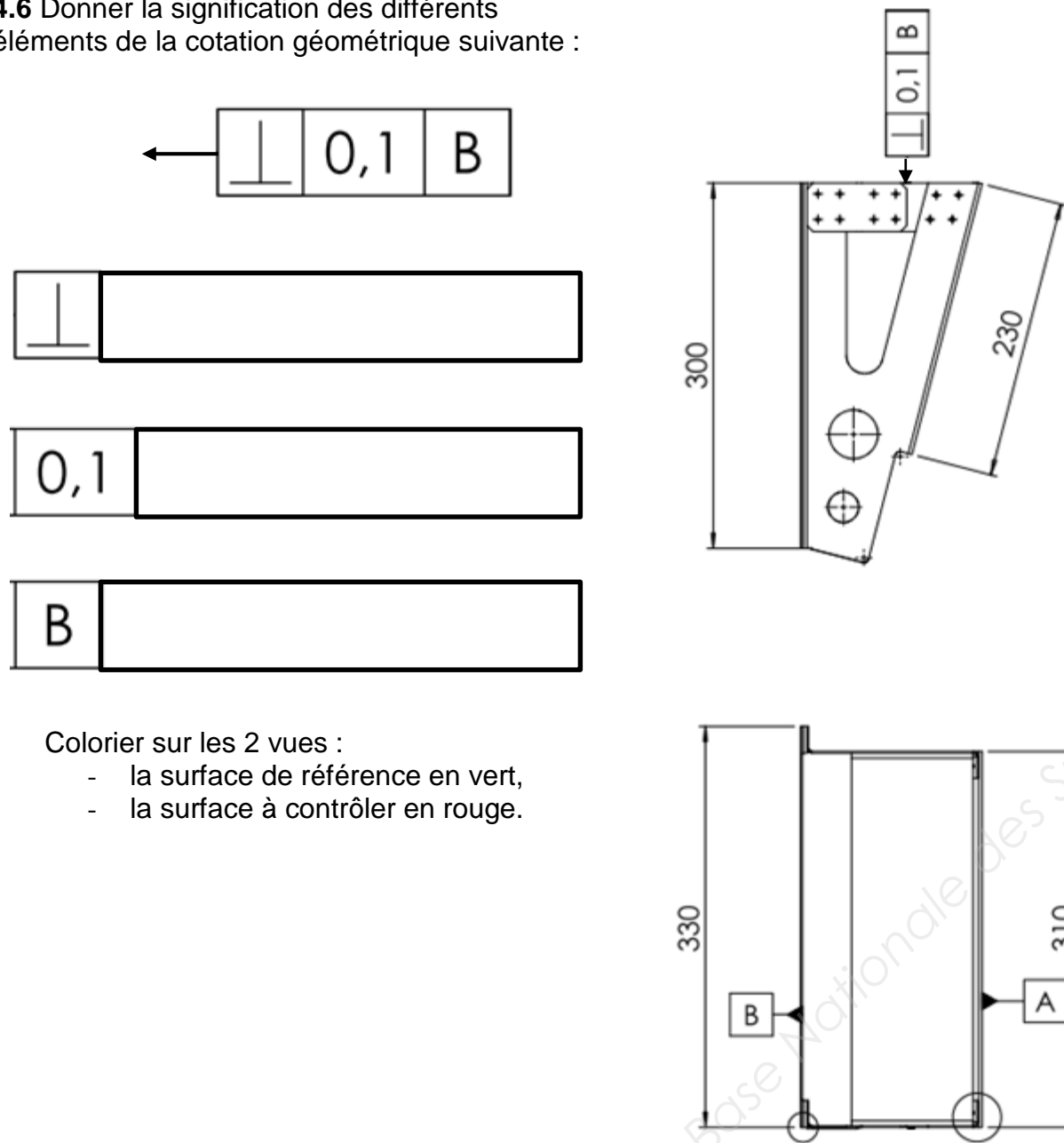
JA = _____



NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

NE RIEN ÉCRIRE DANS CETTE PARTIE

4.6 Donner la signification des différents éléments de la cotation géométrique suivante :



- Colorier sur les 2 vues :
- la surface de référence en vert,
 - la surface à contrôler en rouge.

4.7 Sur le plan d'assemblage ci-contre, expliquer la cotation du rivetage suivant.

RB|32
|
N

