

1-1

ÉLECTRICITÉ DE FRANCE

DIRECTION DES ÉTUDES ET RECHERCHES

SERVICE DES ÉTUDES ET RECHERCHES HYDRAULIQUES

DIVISION ÉNERGIE DU VENT
20, Rue Homelin - PARIS

Tél. : KLEber 95-20

AÉROGÉNÉRATEUR EXPERIMENTAL

Type B.E.S.T. - ROMANI

Étude aérodynamique
sur modèle réduit au 1/20

PREMIÈRE PARTIE

I - Rapport

R120%

JANVIER 1976

Deuxième partie

EXPLOITATION DES RESULTATS

Les résultats exposés ci-avant doivent être complétés par différents calculs avant qu'on puisse en tirer des conclusions.

I - AUTOROTATION

On a tracé la courbe représentative de la variation des valeurs de $\frac{\omega R}{V}$ en fonction de l'angle α (Planche XLIV). Ces valeurs ont été obtenues en extrapolant les courbes des Planches VII jusque vers leur asymptote probable.

Si l'on trace les deux courbes, avec et sans butte, on voit qu'elles présentent un maximum commun pour $\alpha = 1^{\circ}5$ et deviennent ensuite parallèles, les $\frac{\omega R}{V}$ étant légèrement supérieurs dans le premier cas.

Pour un même angle α , la différence sur $\frac{\omega R}{V}$ n'atteint pas 0,5, ce qui confirme que le calage choisi resterait pratiquement optimum dans l'une ou l'autre solution.

II - COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES

Il faut notamment traduire en efforts et en vraie grandeur une partie des coefficients sans dimensions pour juger si les structures prévues sont suffisamment résistantes.

Cette opération a été faite pour la configuration suivante :

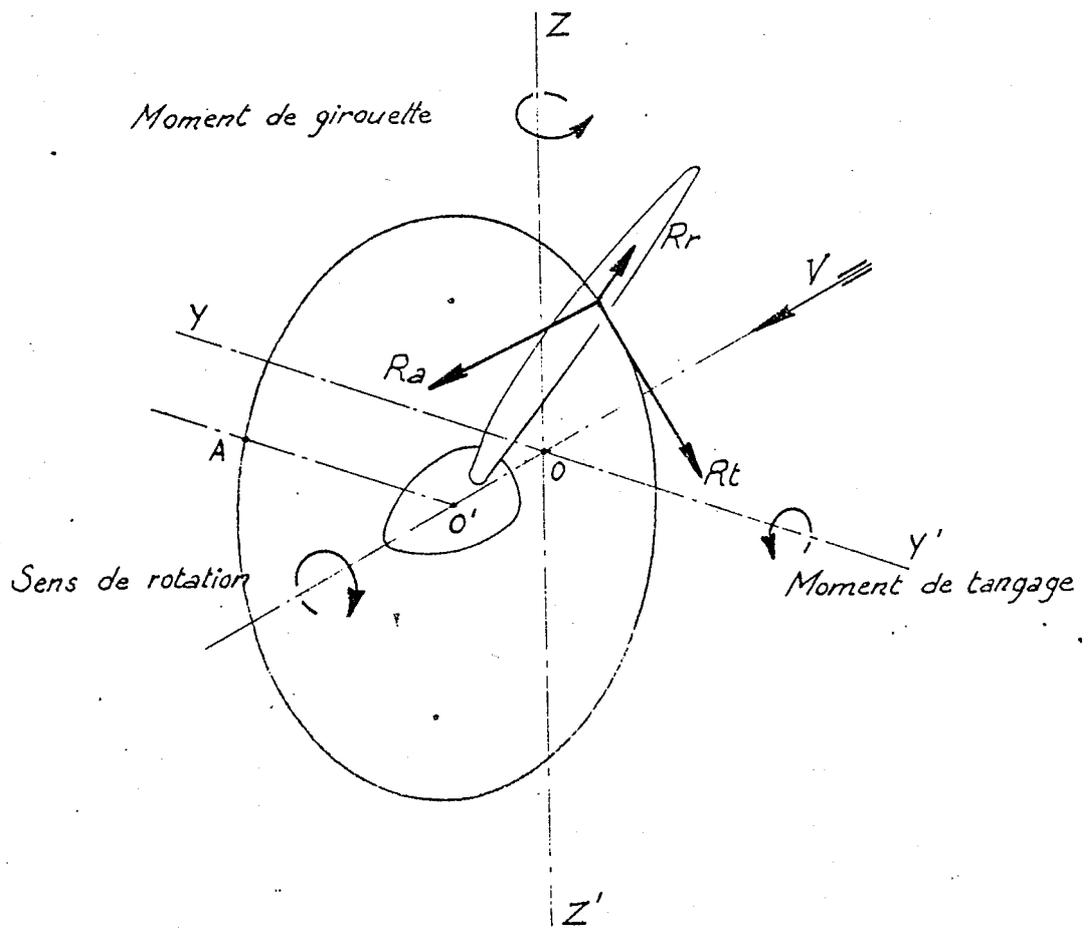
- F : fusée longue, car on a constaté qu'avec la fusée courte la garde était insuffisante,
- P : pylône conforme au réel,
- np : carénage non pesé car le point le plus délicat est le raccordement fusée-tête de pivot, qui ne supporte pas le carénage,
- $\alpha = 0$: car la construction est lancée avec ce calage qui ne peut être modifié désormais.
- δg : grillage et déflecteur, car ce cas est le plus défavorable de tous ceux expérimentés.

Les vitesses de vent intéressantes sont comprises entre 20 et 70 m/s. En effet, d'une part, en dessous de 20 m/s, les efforts ne sont pas dangereux, et d'autre part, on a admis que la probabilité du vent de 70 m/s était pratiquement nulle.

En ce qui concerne la vitesse périphérique ωR de la roue, il y a deux cas possibles :

Fig. 1

X



x

Fig. 2
Forces tangentielles
Moment de tangage

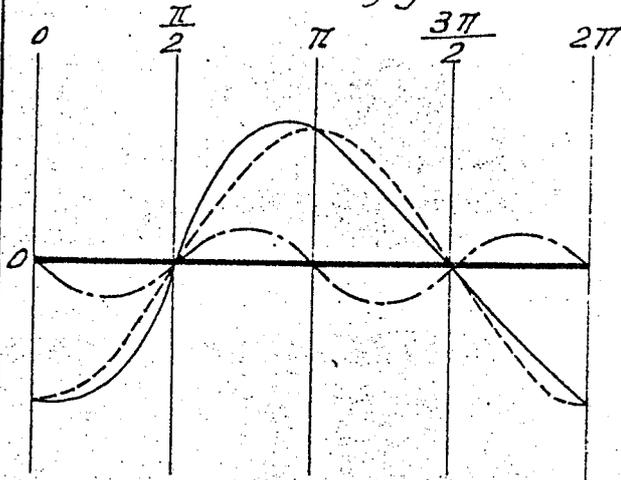


Fig. 3
Forces tangentielles
Moment de girouette

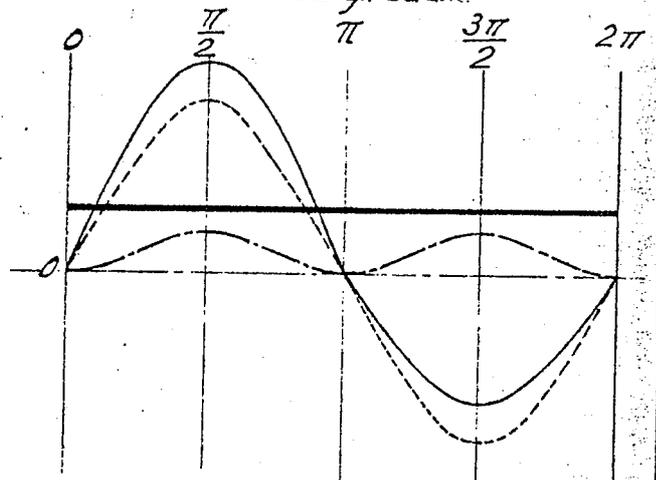


Fig. 4
Forces axiales
Moment de tangage

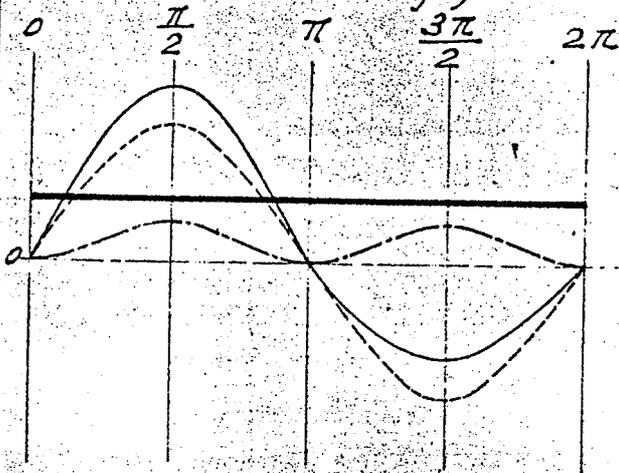
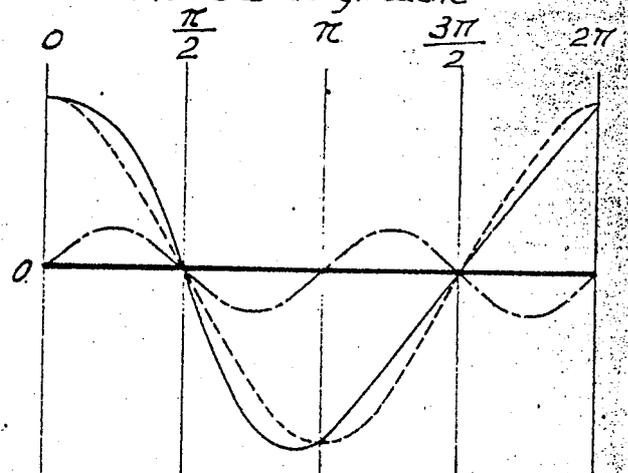
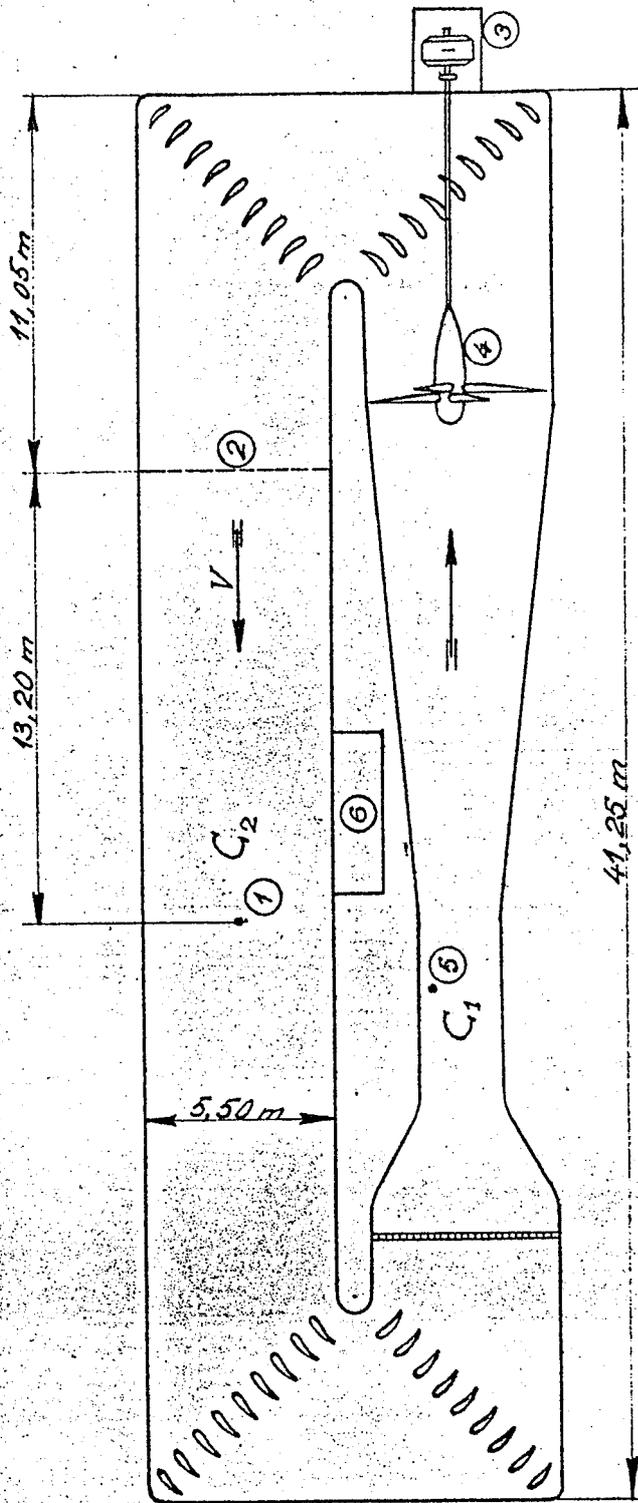


Fig. 5
Forces axiales
Moment de girouette



- (I) ----- Moments sans gradient
- (II) ----- Moments avec gradient
- (III) ----- Moments dus au gradient pour une pale
- Moments dus au gradient pour les 3 pales

Fig. 6



① Origine des coordonnées (voir Fig. 30)

② Grillage pour réalisation du gradient

③ Moteur

④ Ventilateur

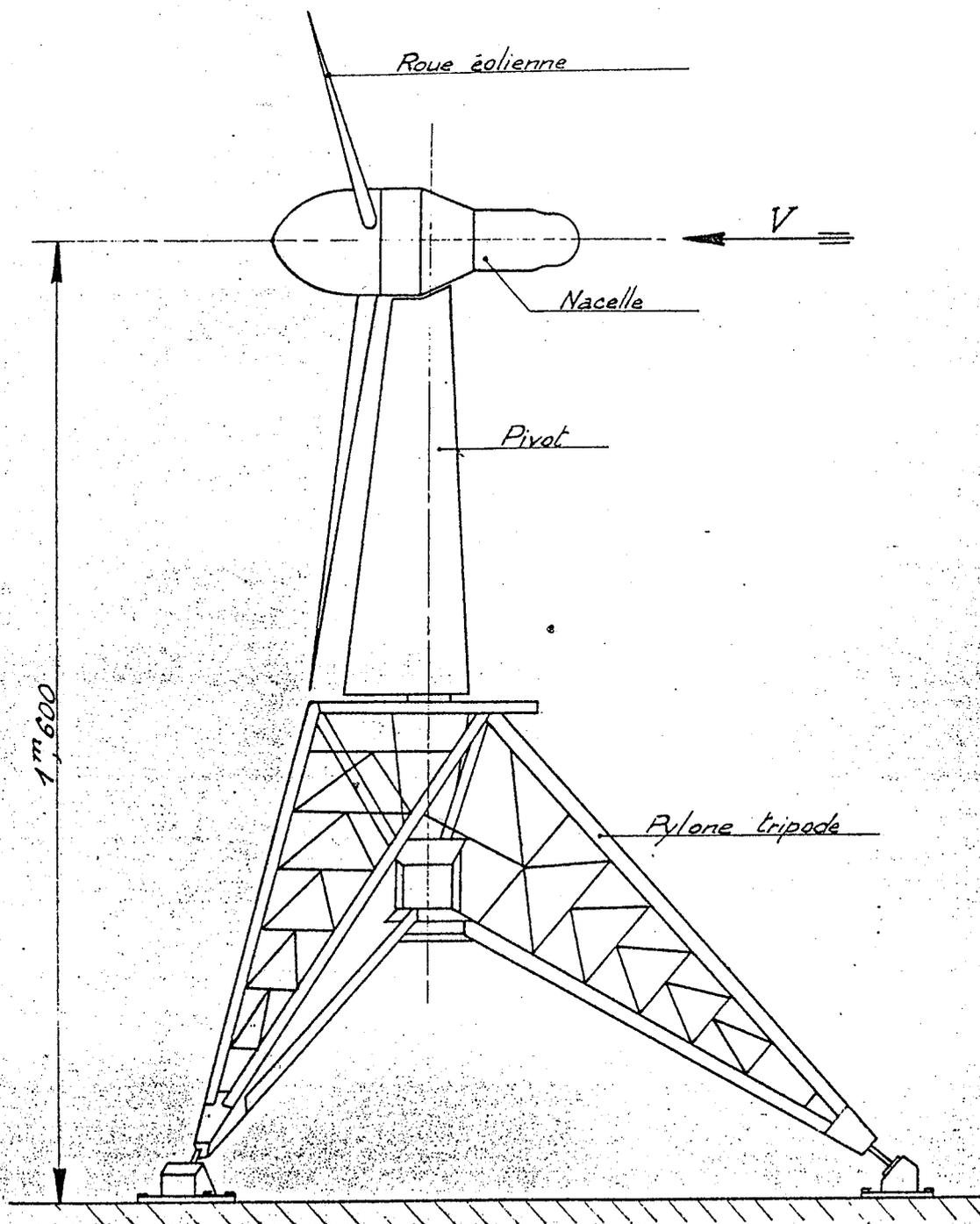
⑤ Pitot de référence de la petite veine

⑥ Poste de mesure

Echelle : $\frac{1}{200}$

VUE EN PLAN DE LA SOUFFLERIE BÉTON DE L'ENSM A

Fig. 7



Ech. $\frac{1}{10}$

ENSEMBLE DE LA MAQUETTE

Fig. 8

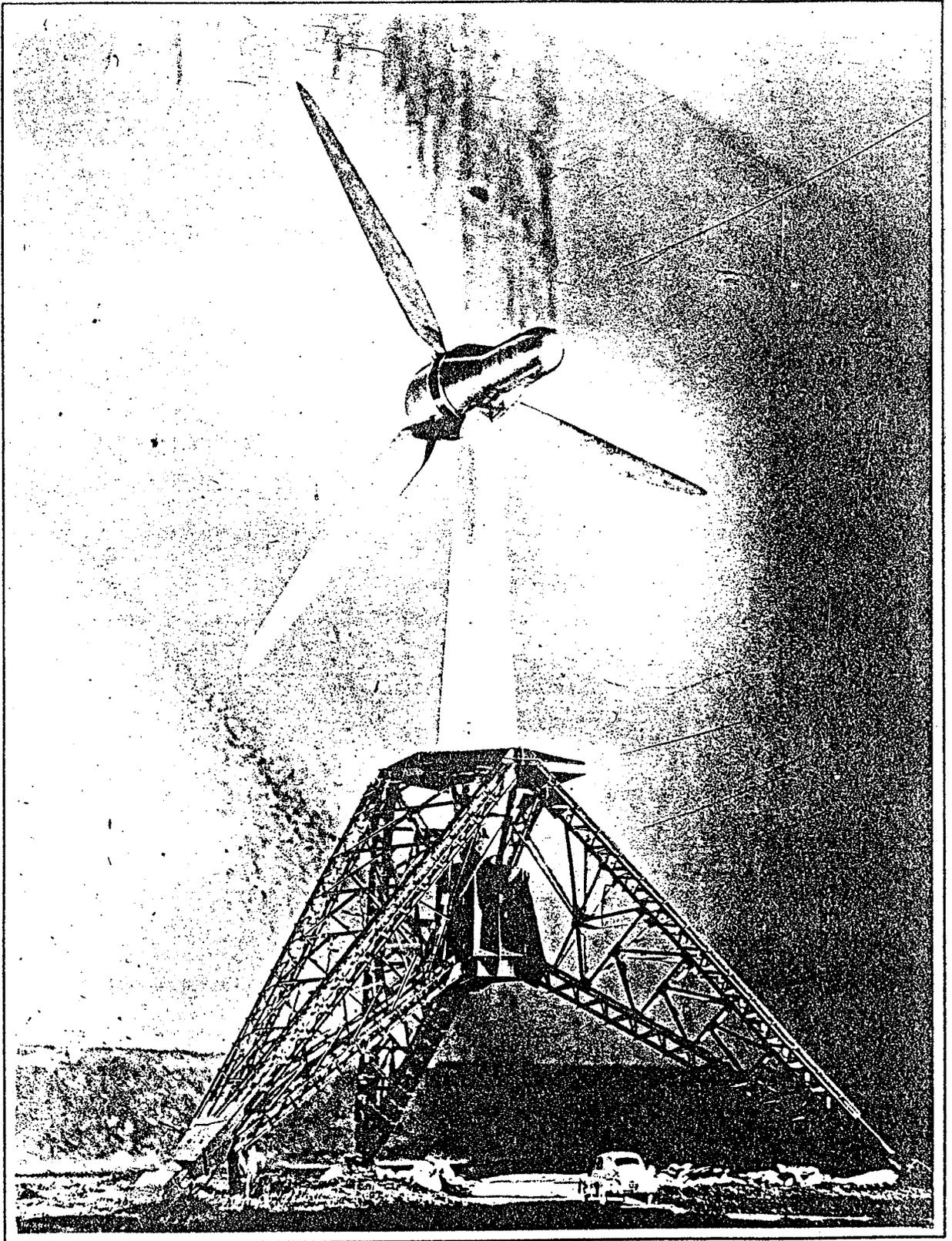
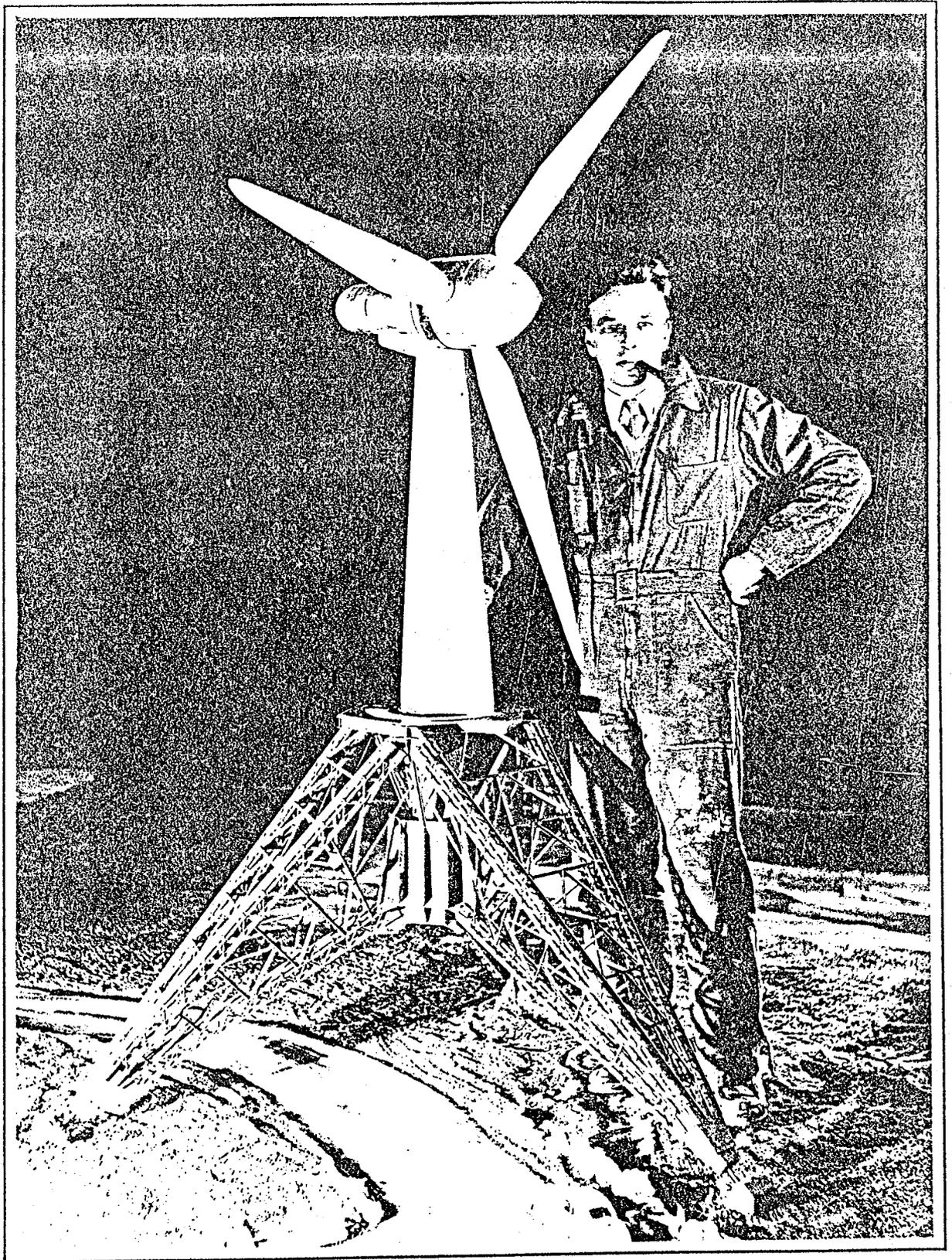
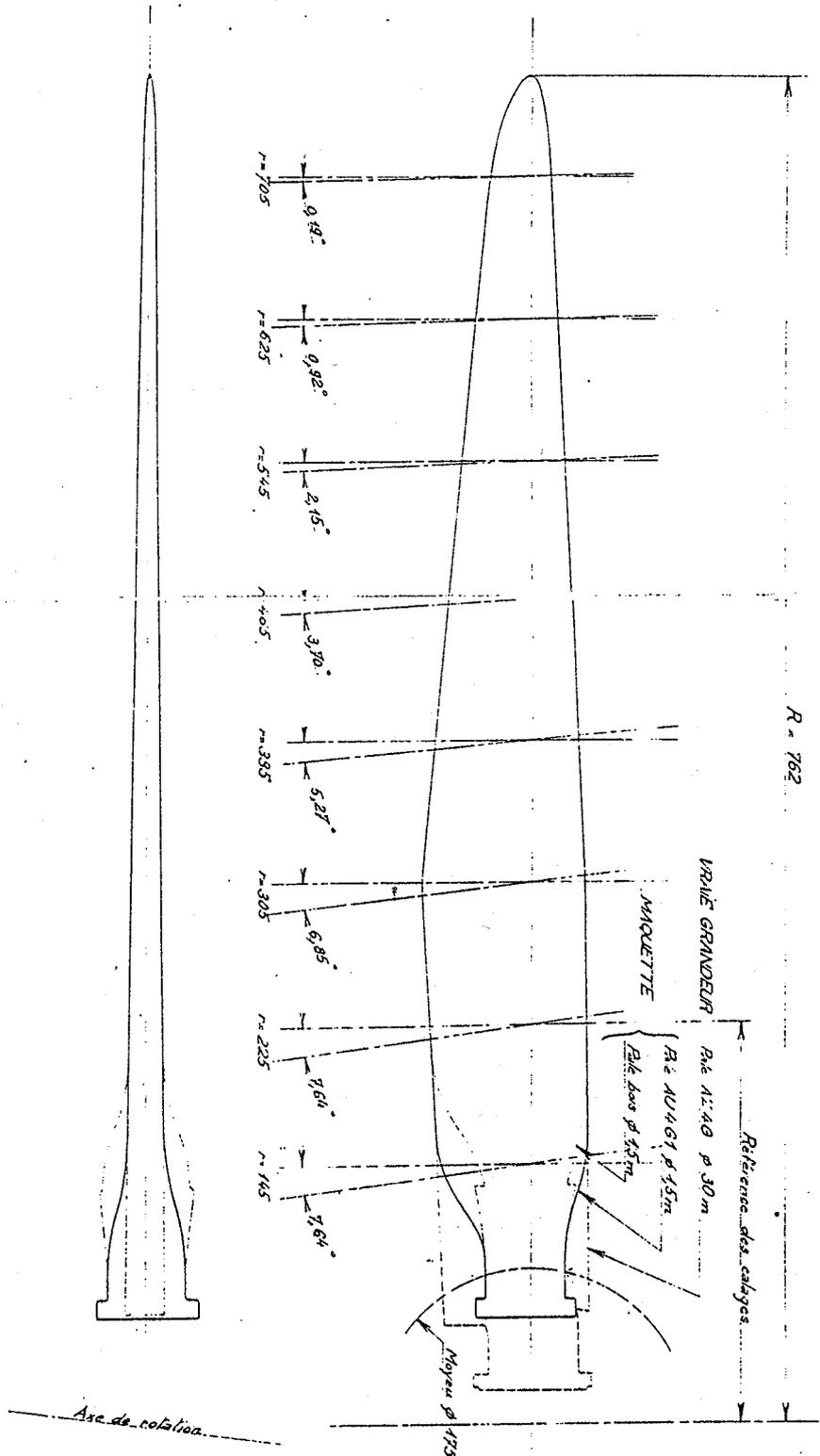


Fig. 9

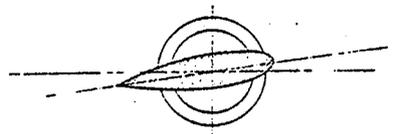


PLAN DE PALE



R = 762

Sens de rotation



Ech: 1/2

Fig. 11
X

Fig. 10

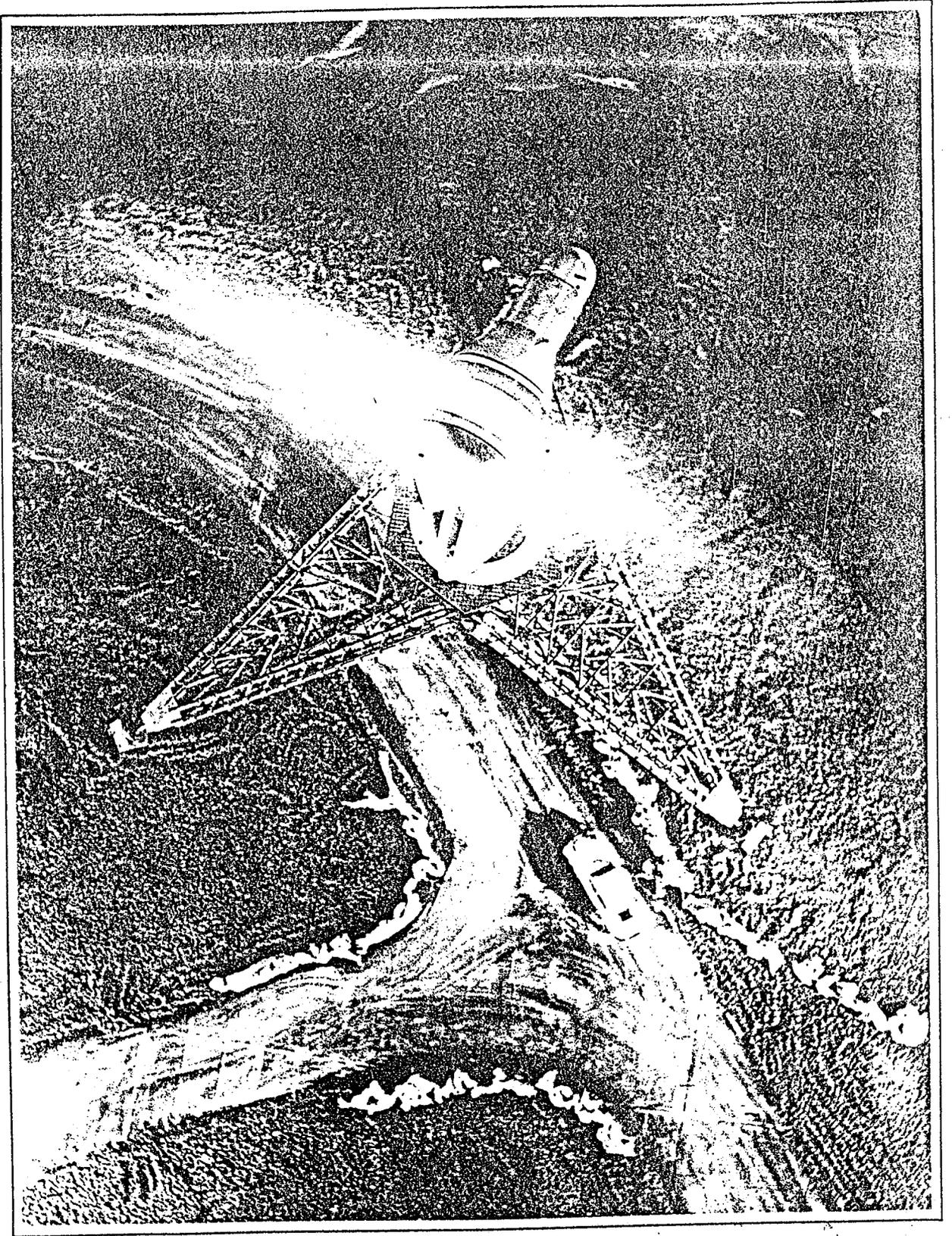
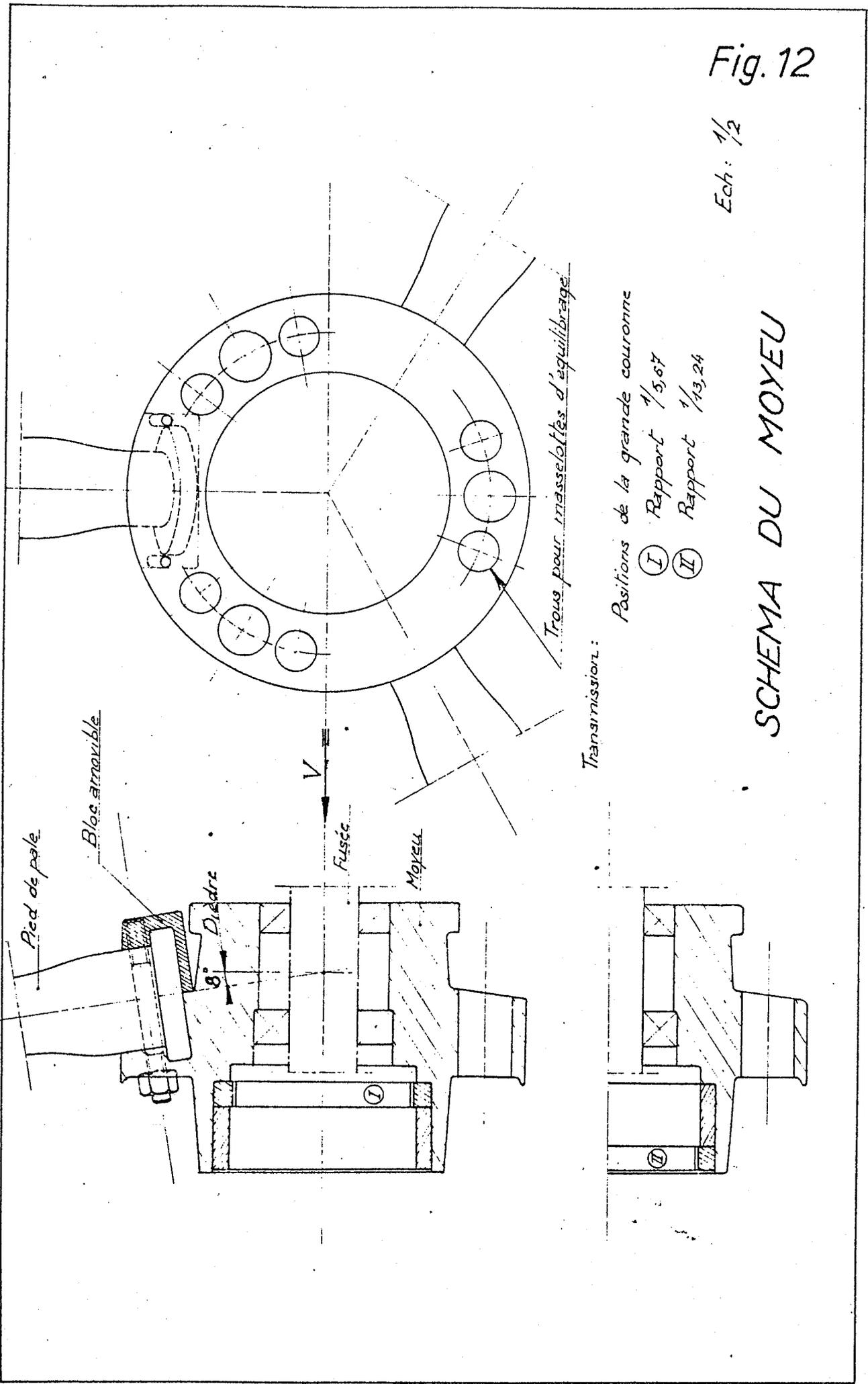


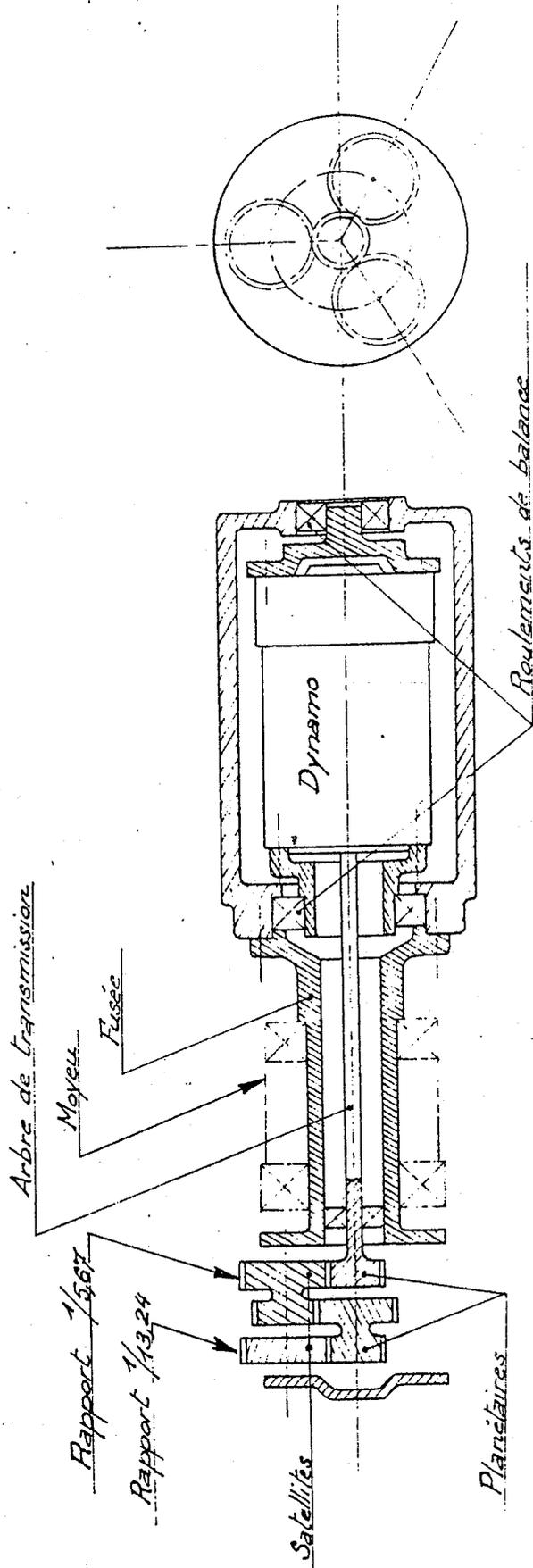
Fig. 12

Ech: 1/2



SCHEMA DU MOYEU

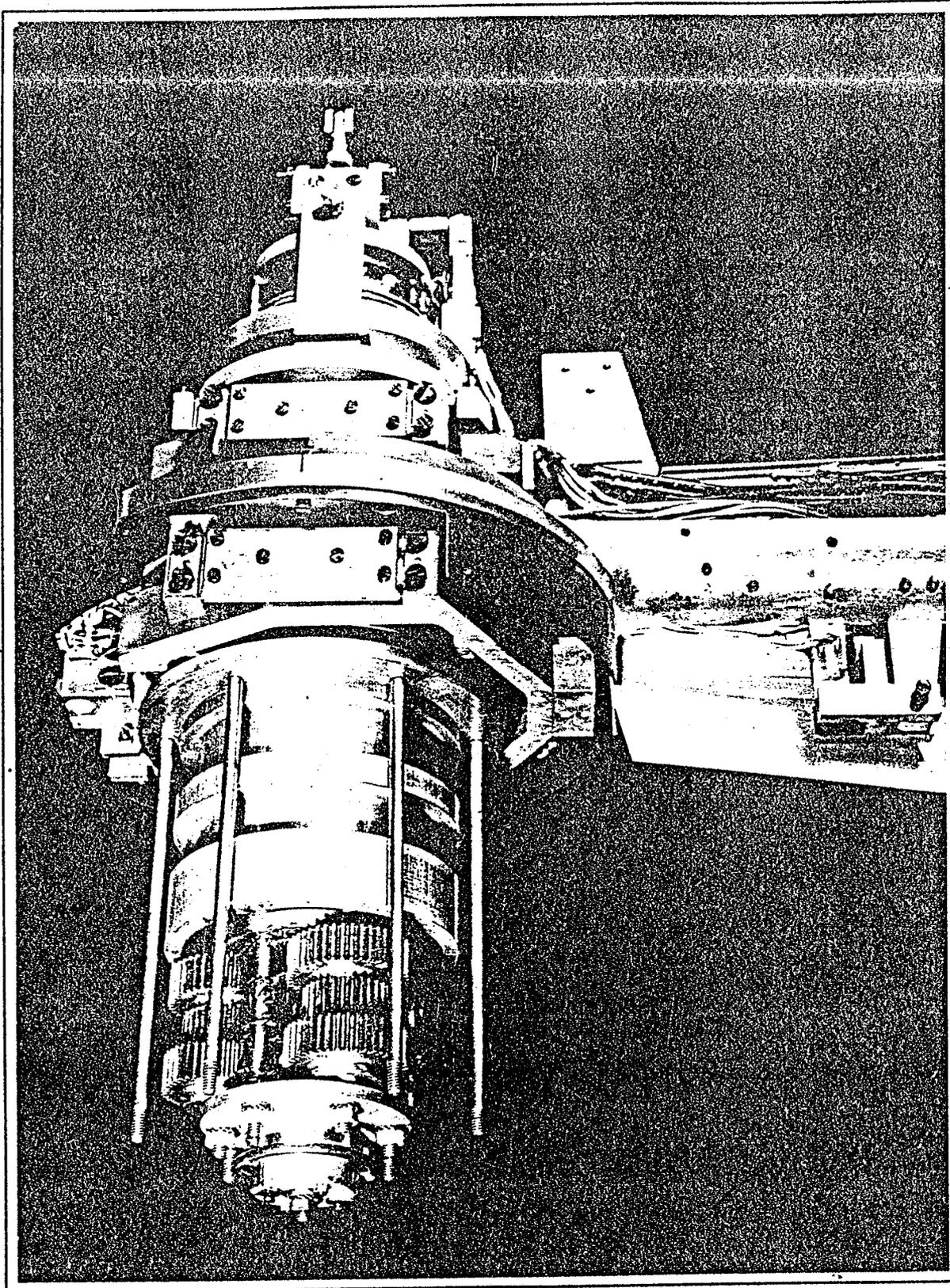
Fig. 13



Ech: 1/2

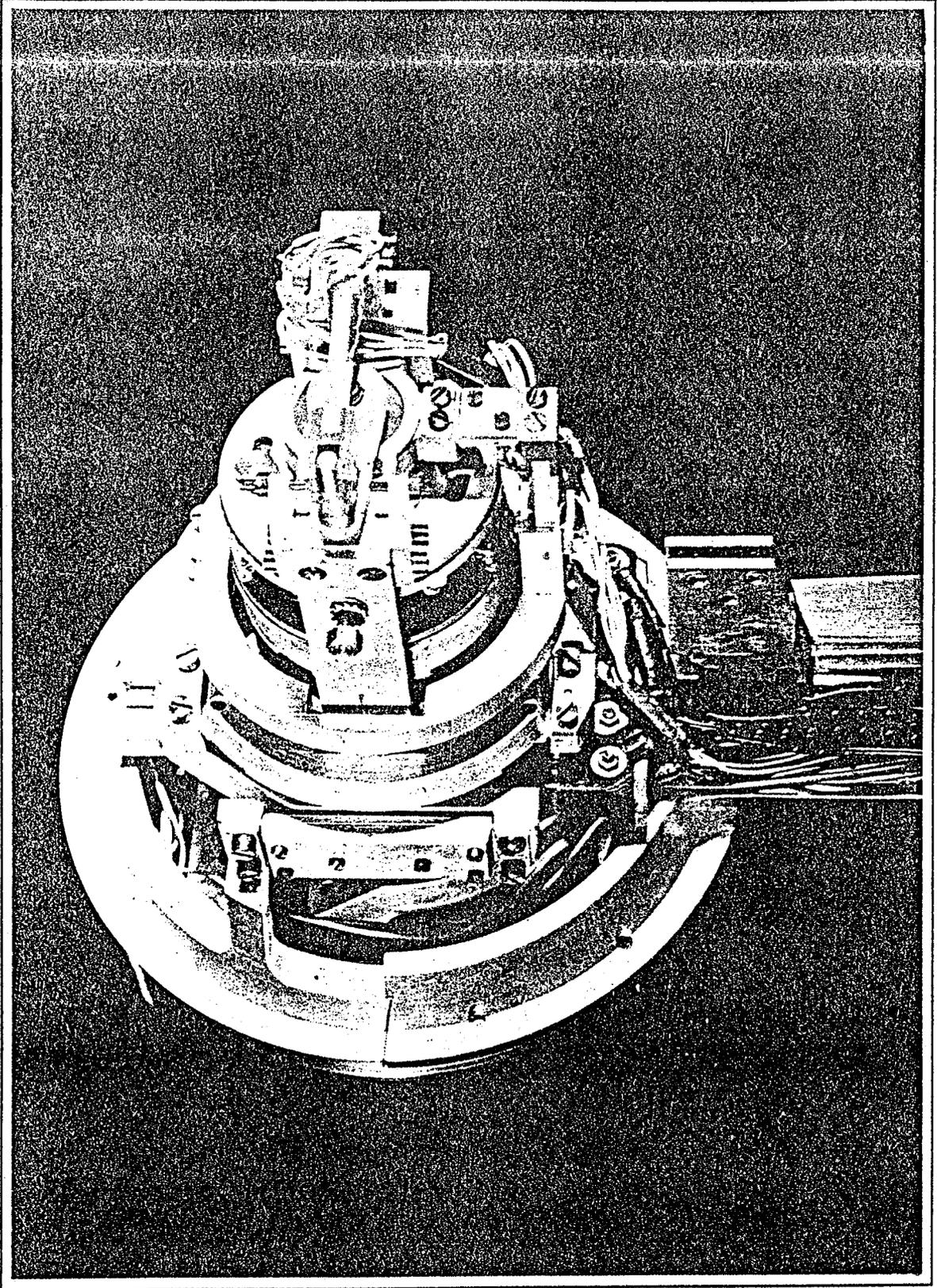
SCHEMA DE LA TRANSMISSION

Fig. 14



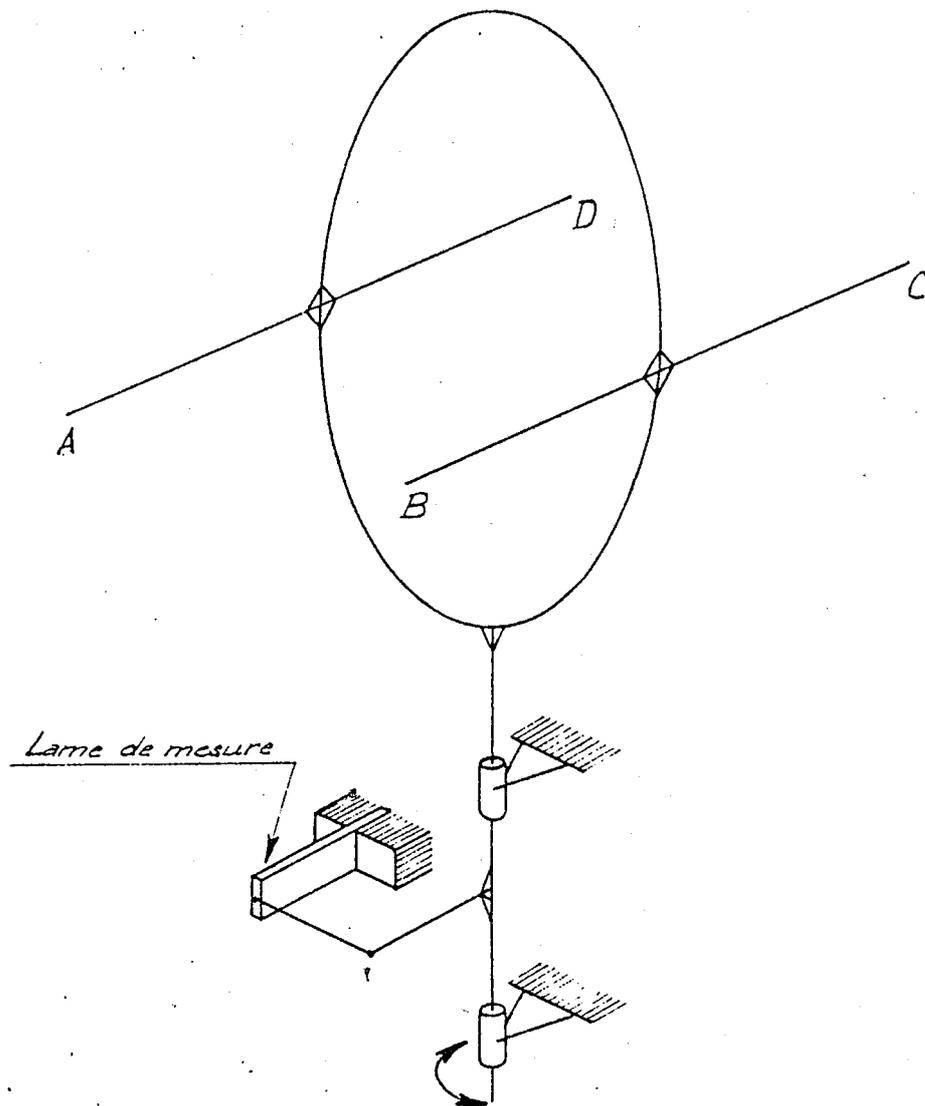
BALANCE VUE CÔTÉ MULTIPLICATEUR

Fig. 15



BALANCE VUE CÔTÉ DYNAMO

Fig. 16



Ordre de superposition
des balances élémentaires

M^t de Couple moteur Fig. 20

Moment de l'angage Fig. 19

Poussée axiale Fig. 18

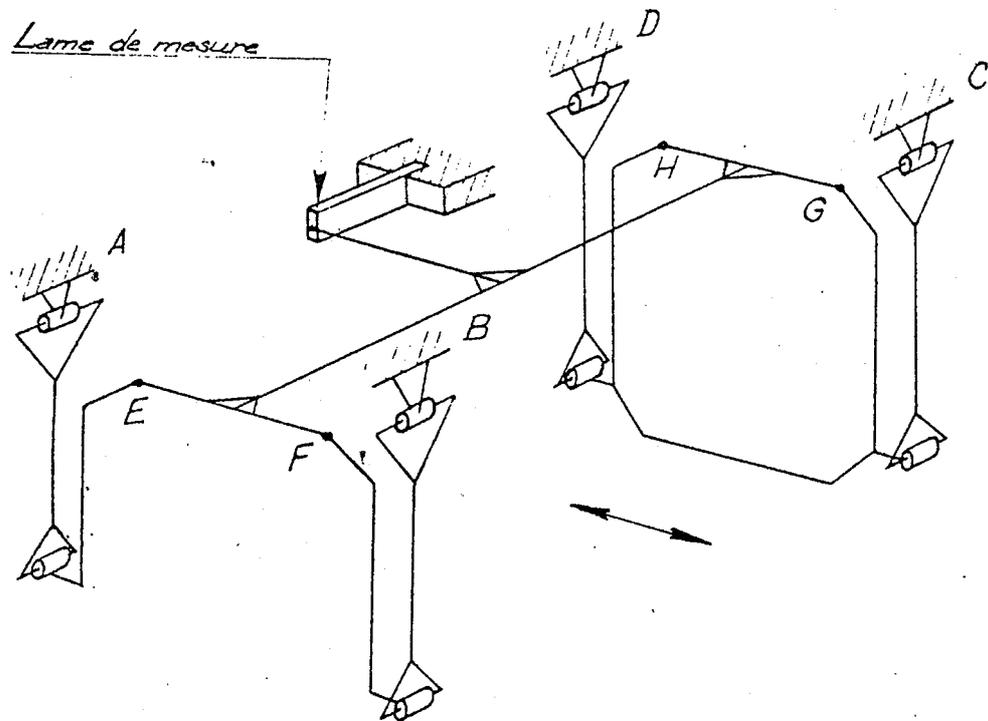
Poussée latérale Fig. 17

Moment de Girouette Fig. 16

BALANCE
de
MOMENT de GIROUETTE

Fig. 17

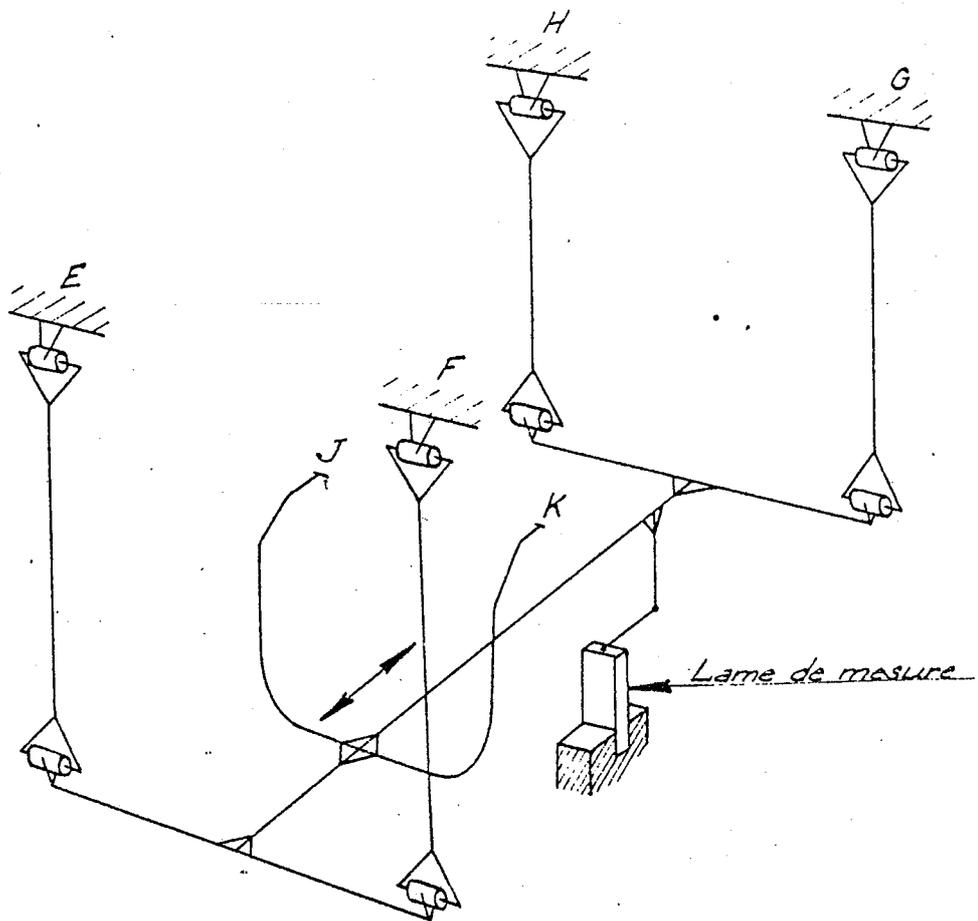
A, B, C, D : voir Fig. 16



BALANCE DE POUSSEE LATÉRALE

Fig. 18

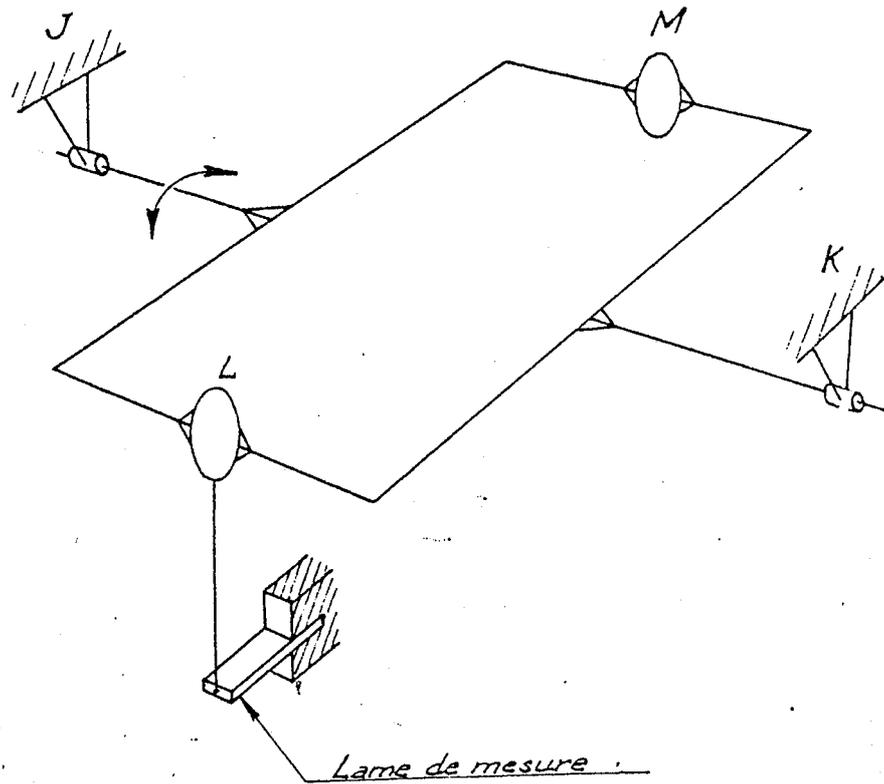
E, F, G, H voir Fig. 17



BALANCE DE POUSSEE AXIALE

Fig. 19

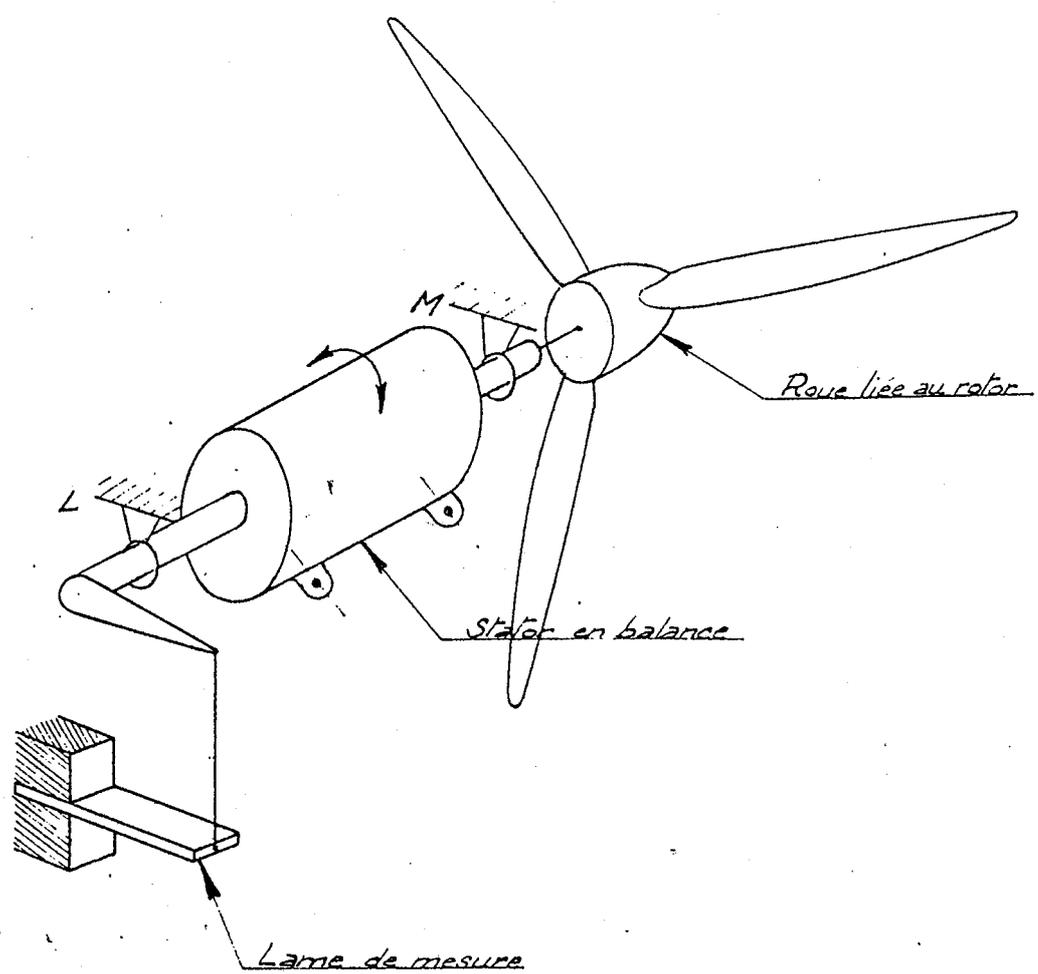
J, K voir fig. 18



BALANCE DE MOMENT DE TANGAGE

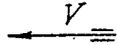
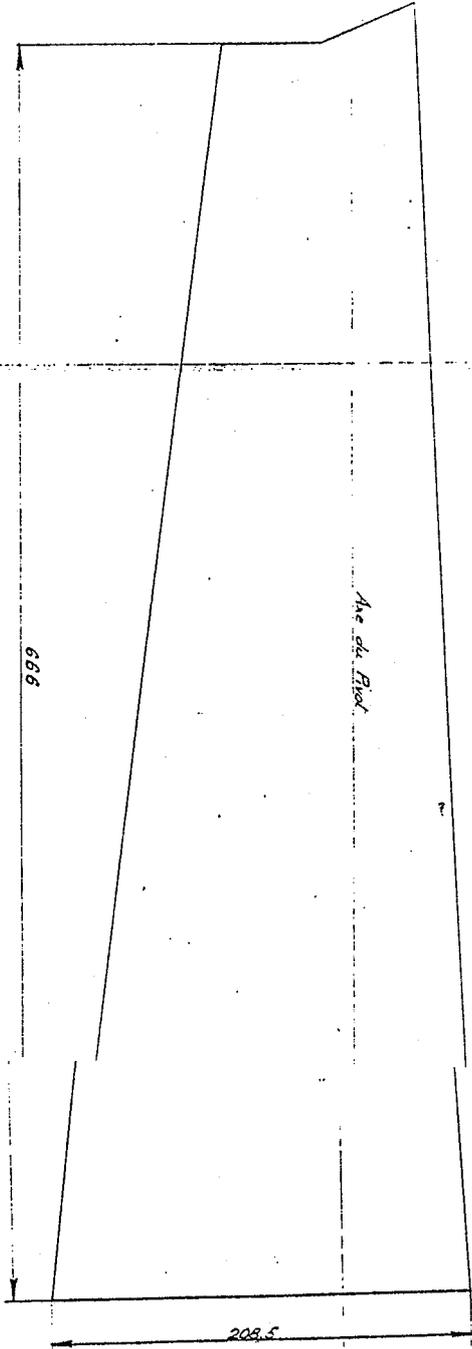
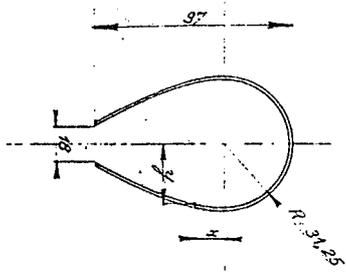
Fig. 20

L, M voir Fig 19



BALANCE DE MOMENT DE COUPLE MOTEUR

x	15	30	45	60	75
y	28,75	25,25	19,4	11,25	3



CARENAGE DU PIVOT

Ech: 1/2

X	30	60	90	120	150
Y	59,5	50,7	38,8	23,9	18

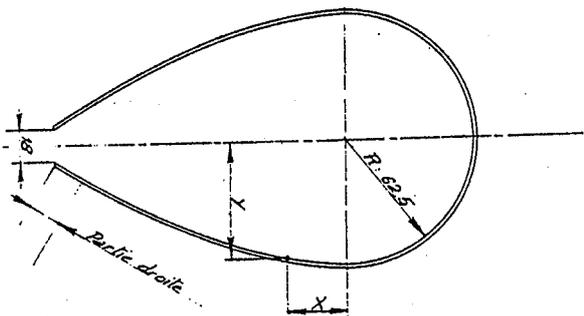


Fig. 21

Fig. 22

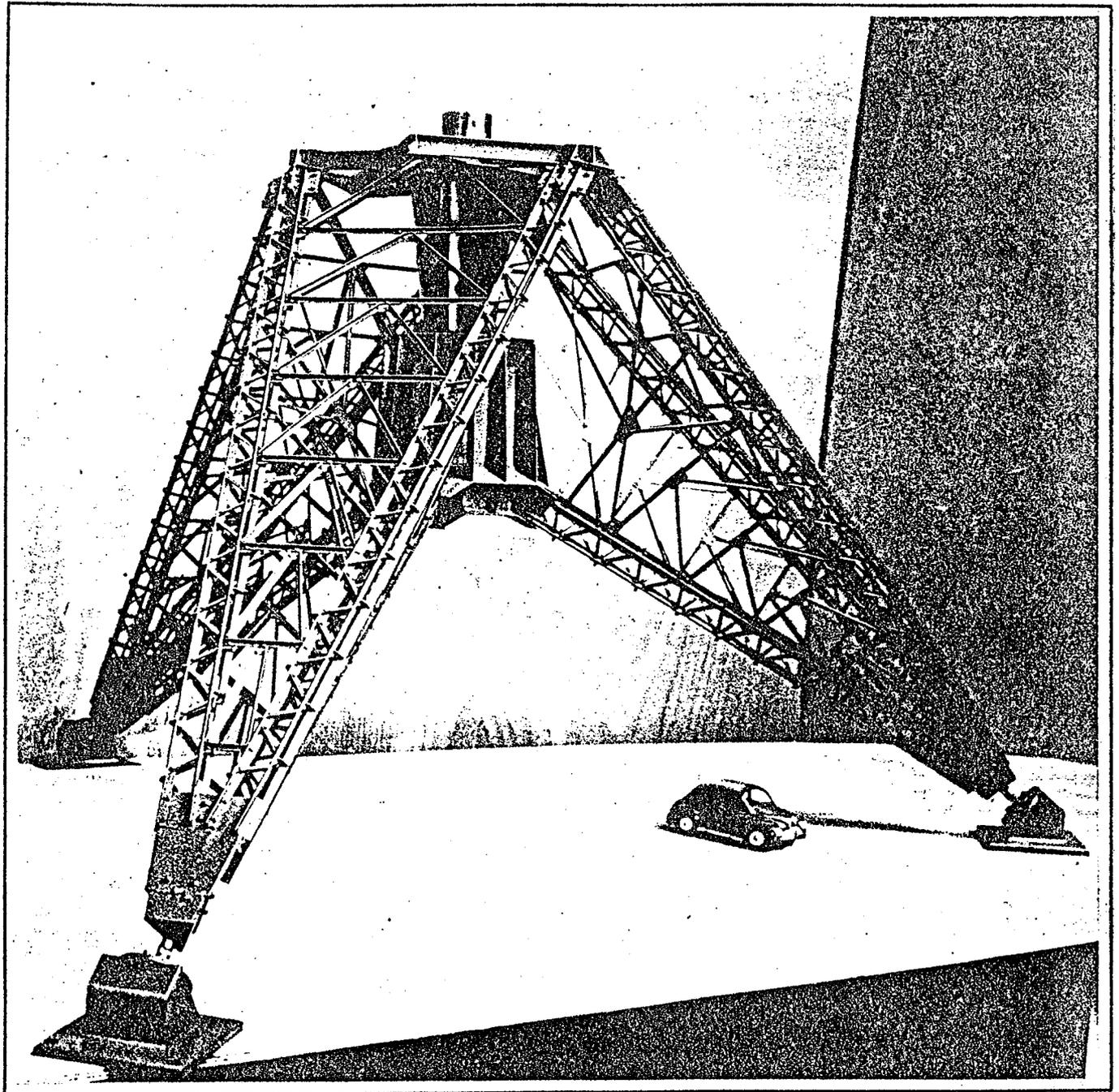
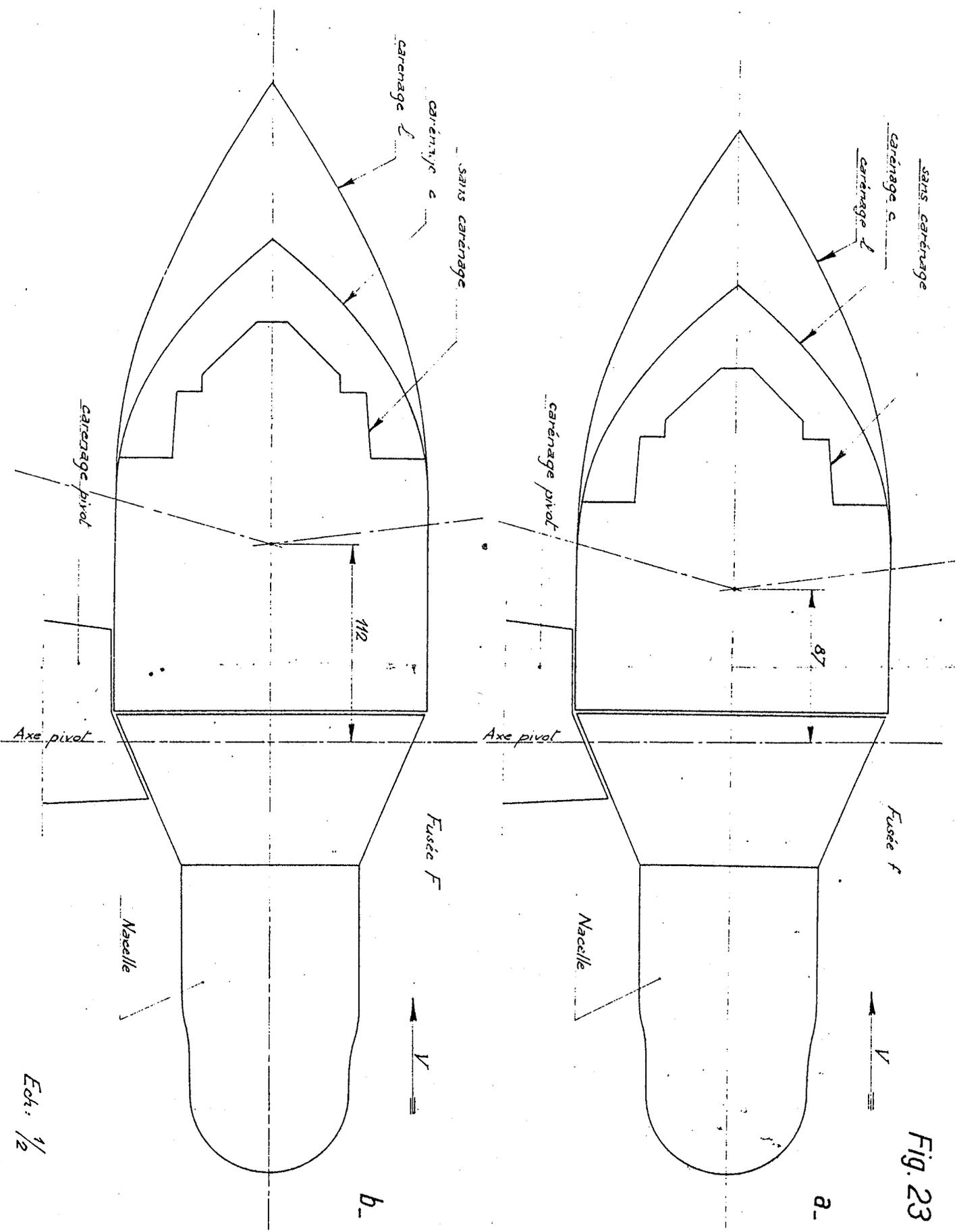
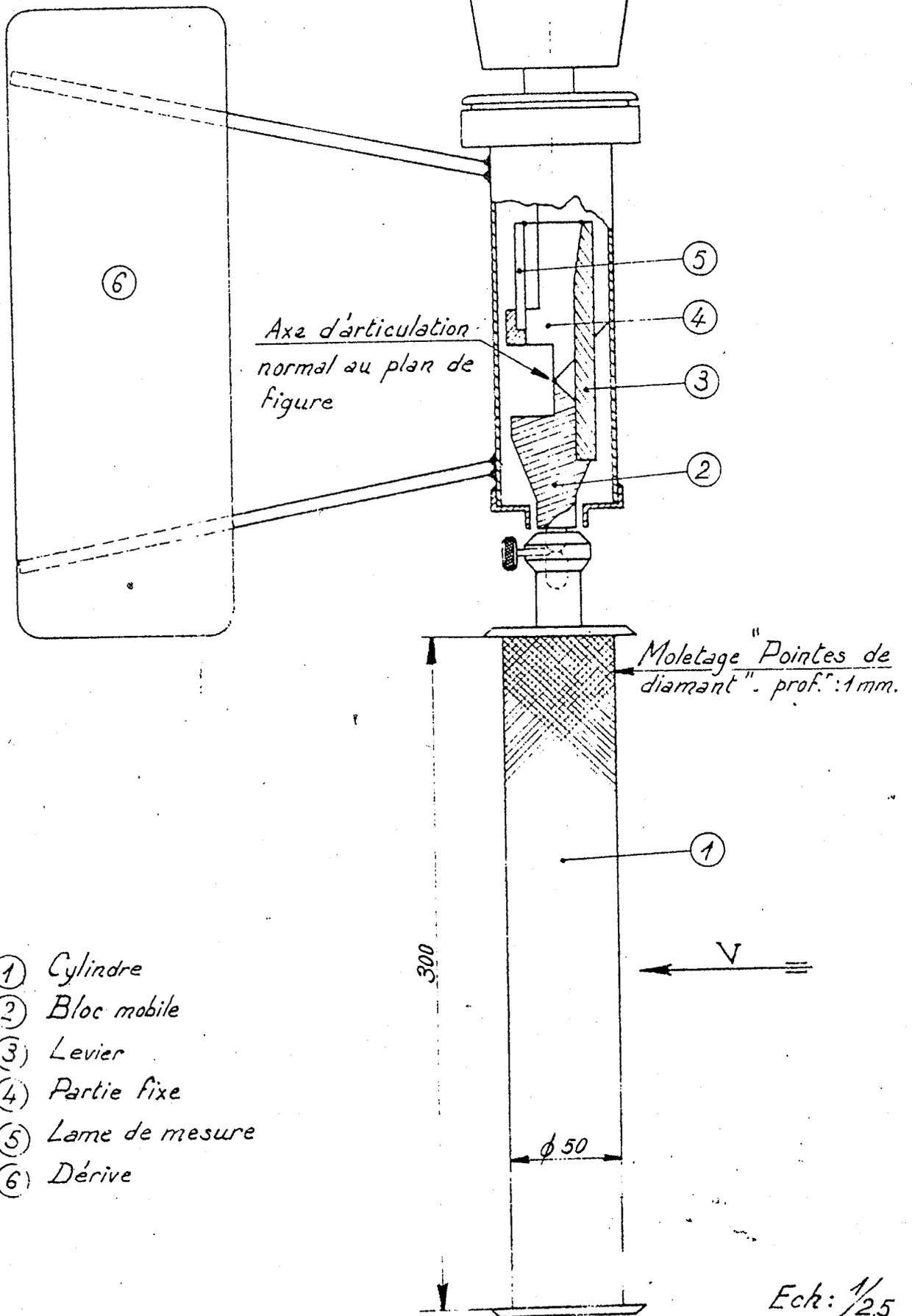


Fig. 23



PROFIL DE LA NACELLE

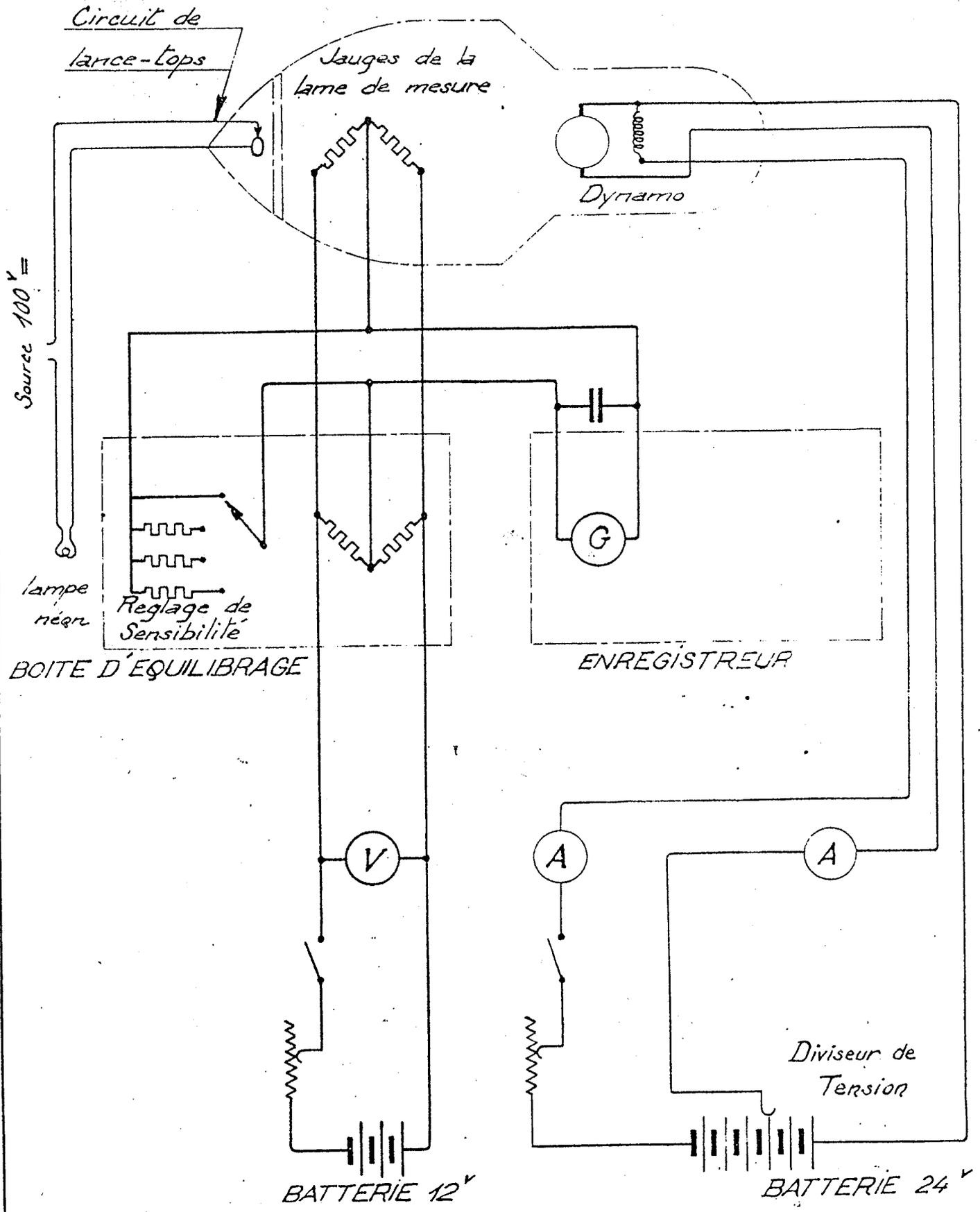
Ech.: 1/2



- ① Cylindre
- ② Bloc mobile
- ③ Levier
- ④ Partie fixe
- ⑤ Lame de mesure
- ⑥ Dérive

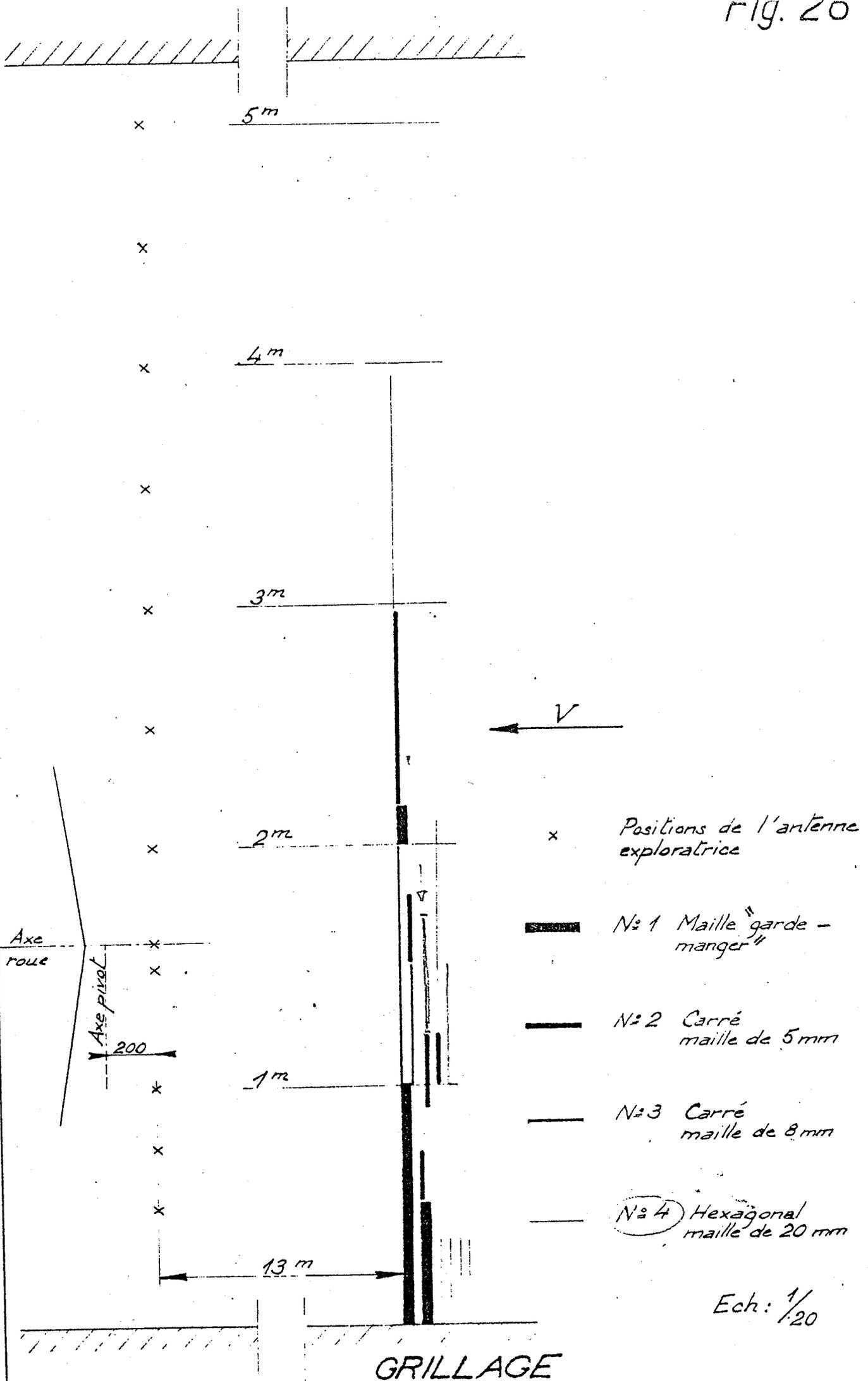
ANEMOMETRE A CYLINDRE

BALANCE



SCHEMA ELECTRIQUE

Nota: Pour simplifier le schéma, une seule voie a été représentée.



x Positions de l'antenne exploratrice

— No 1 Maille "garde-manger"

— No 2 Carré maille de 5mm

— No 3 Carré maille de 8mm

— No 4 Hexagonal maille de 20mm

Ech: 1/20

GRILLAGE

Fig. 27

4,80.

4,50

4

3,50

3,34
3,22 3,27
3,12 3,17
3,02 3,07
2,90 2,97

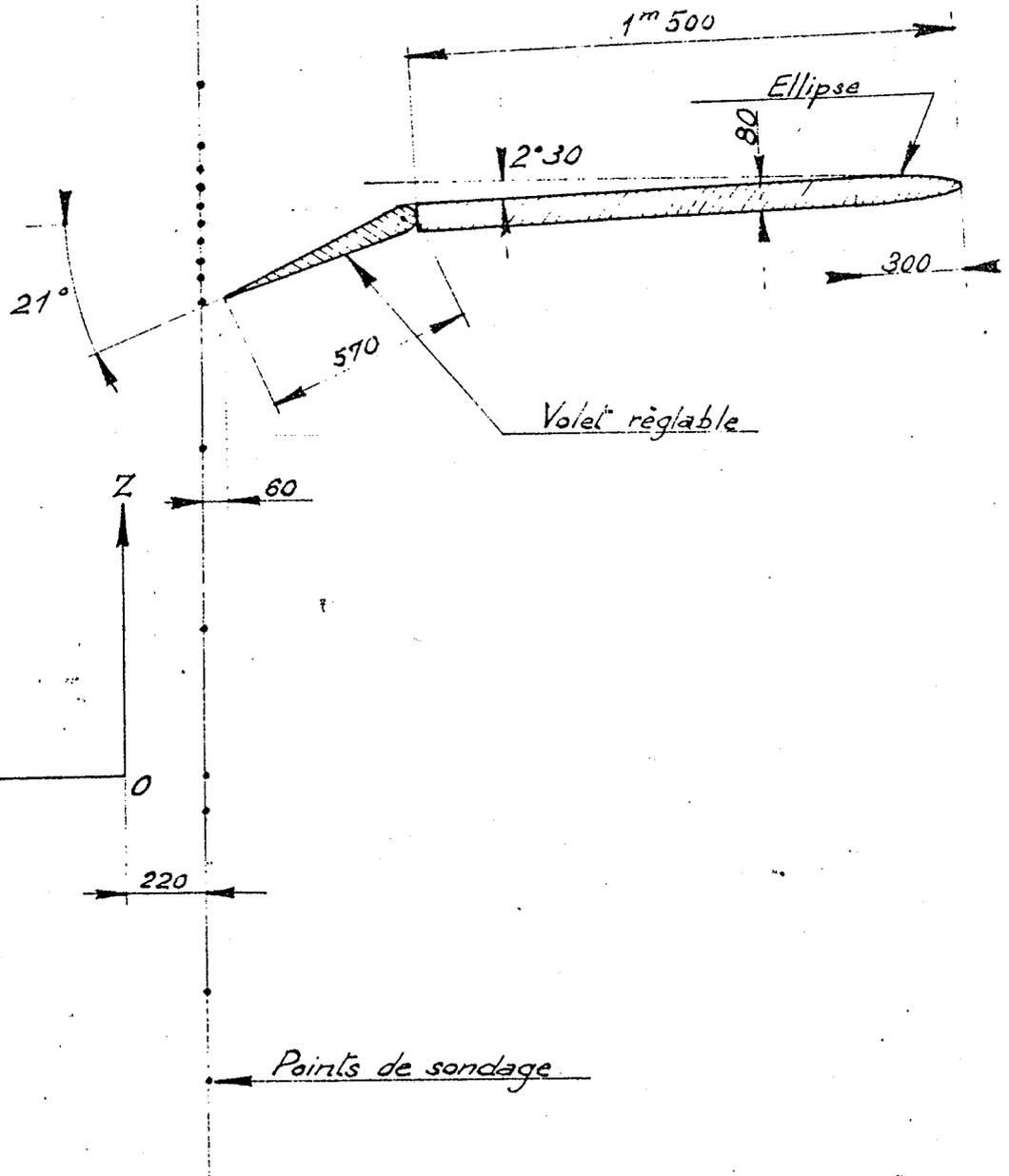
2,50

2

1,60 X
1,50

1

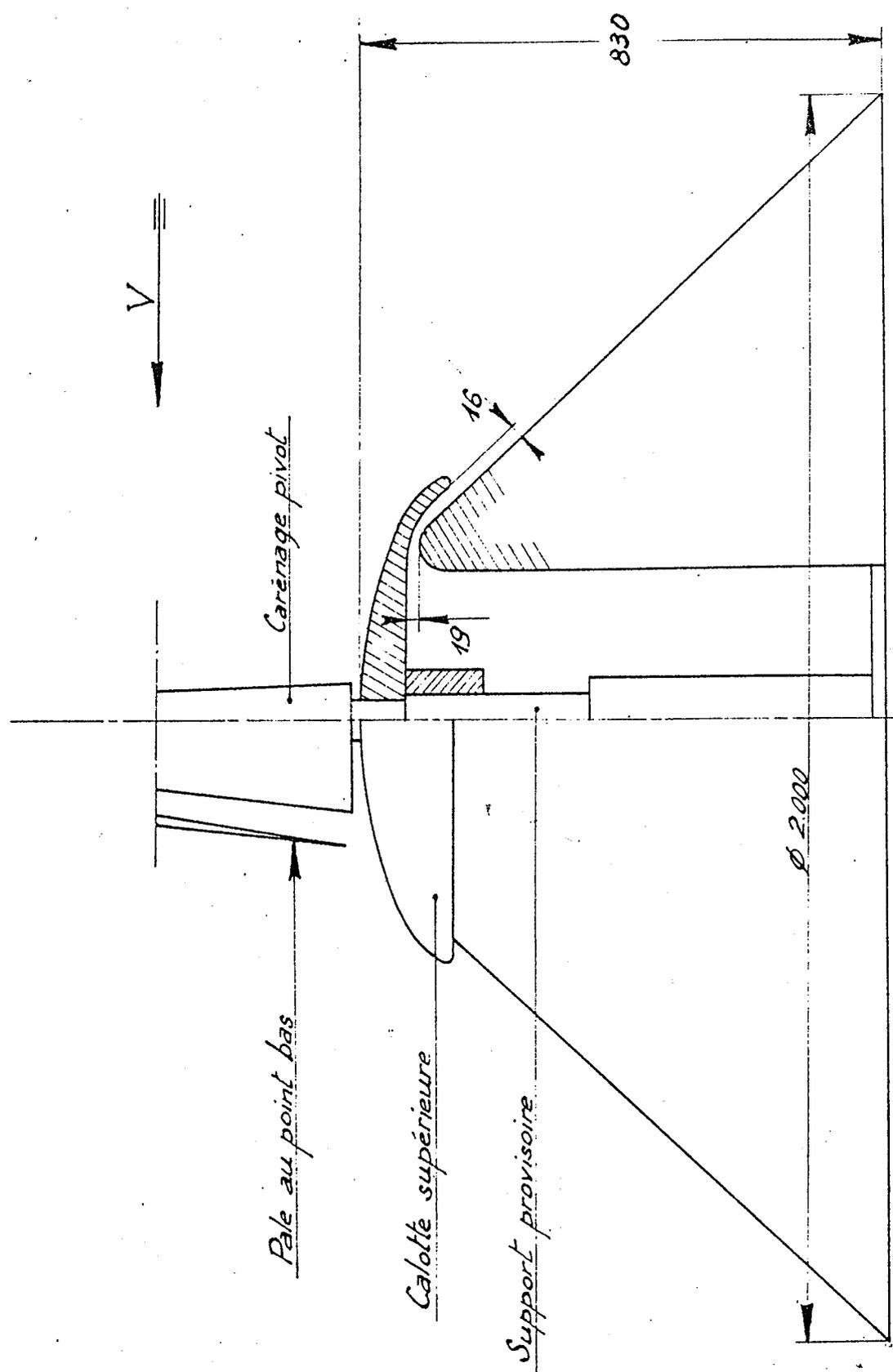
0,75 m



DEFLECTEUR POUR VENT PLONGEANT

Echelle 1/20

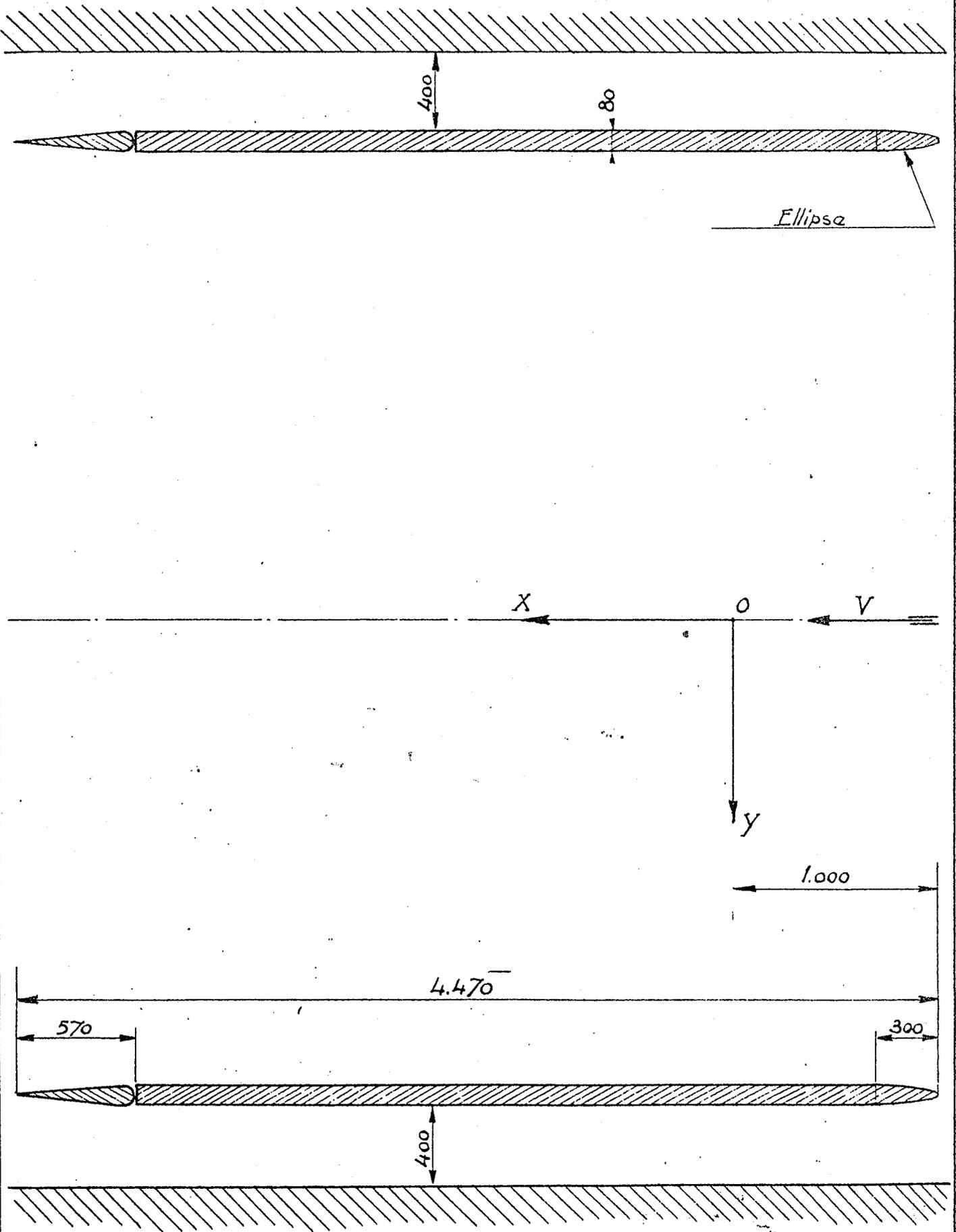
19. 10



Ech: 1/10

ENSEMBLE DE LA BUTTE

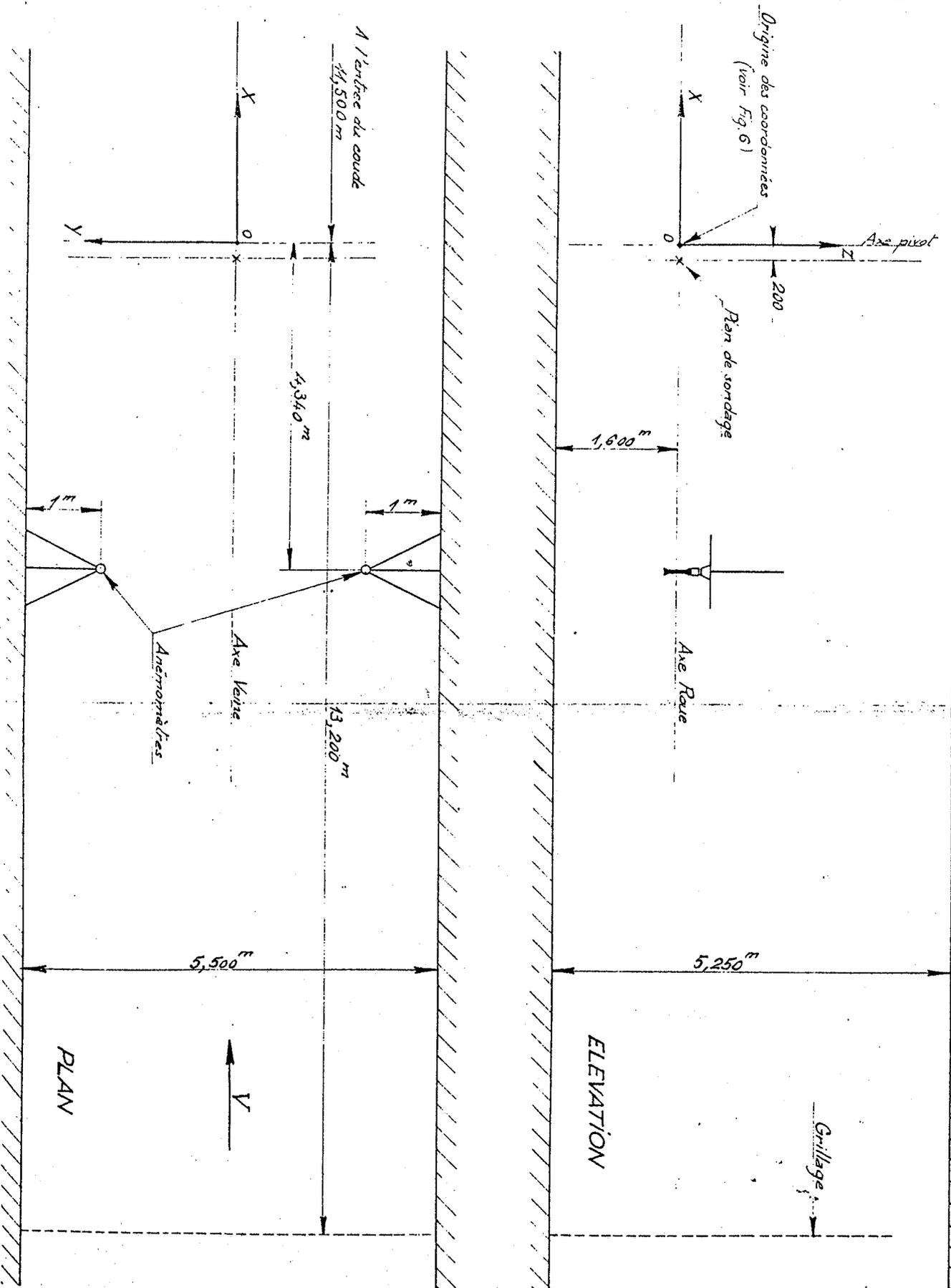
Fig. 29



Ech: $\frac{1}{25}$

PANNEAUX VERTICAUX

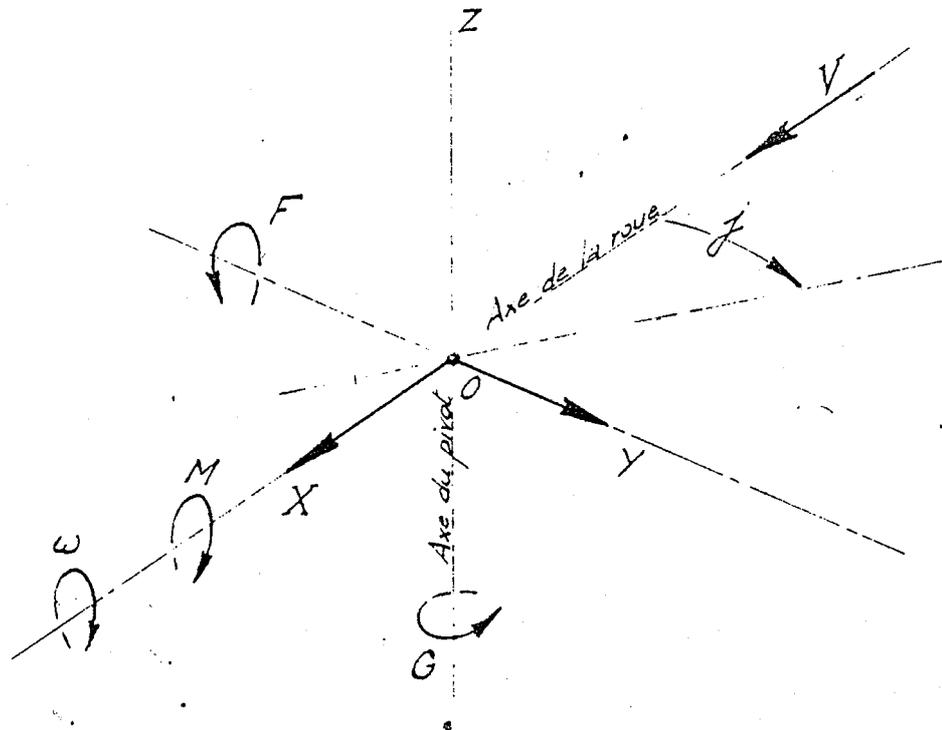
Fig. 30



VUE DE LA VEINE D'EXPERIENCE

Ech: $\frac{1}{150}$

Fig. 31



$V =$ Sens du vent

La poussée axiale (X) est positive dans le sens du vent

Le moment de tangage (F) est positif lorsque la résultante est au-dessus de l'axe

Pour un observateur face au vent:

Le sens de rotation de la roue (w) est positif dans le sens d'horloge.

Le couple moteur (M) est positif dans le sens d'horloge.

La poussée latérale (Y) est positive vers la droite.

L'angle de dérive (j) est positif lorsque l'avant de la nacelle vient vers la droite

Le moment de girouette (G) est positif dans le sens inverse de la dérive

SENS POSITIF DES EFFORTS

- α) la roue est couplée au réseau, et alors $\omega R = 75$ m/s par construction,
- β) la roue est découplée accidentellement, et dans ce cas, elle emballie. La vitesse périphérique qui peut être atteinte n'est pas connue à priori, mais elle doit être de l'ordre de la célérité du son. Comme de toutes façons les coefficients obtenus ne sont certainement plus valables au voisinage du nombre de Mach critique, nous pouvons prendre au maximum et à titre indicatif, une valeur de ωR voisine des 8/10 de la célérité du son, disons 270 m/s.

Quant à l'angle de dérapage j , nous pouvons distinguer trois cas :

- α) le mécanisme d'orientation contrôle la roue et on peut admettre que j est pratiquement nul.
- β) la roue s'est libérée pour une raison quelconque et alors $j = J$.
- γ) le mécanisme d'orientation est bloqué et alors j est quelconque.

Nous écarterons ce dernier cas, qui serait dangereux, des mesures devant être prises pour qu'il ne puisse se réaliser.

Il faut donc faire, pour différentes vitesses du vent et pour les deux vitesses périphériques, le calcul des efforts intéressants dans le cas $j = 0$ et dans le cas $j = J$ et retenir chaque fois la valeur majorante de j .

Les efforts les plus intéressants sont :

- I - Le moment de tangage qui dimensionne la fusée,
- II - Le moment de girouette qui détermine le système d'orientation,
- III - La poussée axiale qui détermine le pylône et différentes liaisons dans la charpente de la nacelle.

Le tableau Planche XLV donne le détail de ces calculs.

Les efforts F , G et X ont été calculés à l'aide des formules ci-après, déduites de celles de la page 17.

$$F = C_F \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot SR \quad (1)$$

$$G = C_G \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot SR \quad (2)$$

$$X = C_X \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S \quad (3)$$

S et R sont les dimensions de référence du grand appareil expérimental, à savoir :

$$R = 15,092 \text{ m.}$$

$$S = 716 \text{ m}^2$$

$$SR = 10.800 \text{ m}^3$$

on a pris pour ρ la valeur standard 0,1250 qui n'est dépassée que très rarement en plein air et encore dans des conditions exclusives d'un très grand vent (très haute pression barométrique combinée avec une faible humidité).

Pour exprimer les efforts en tonnes ou en tonnes-mètres, on aura donc :

$$\rho = \frac{I}{8 \cdot 10^3}$$

et :

$$F = \frac{10.800}{16.000} v^2 \cdot c_F = 0,675 v^2 \cdot c_F \quad (4)$$

$$G = \frac{10.800}{16.000} v^2 \cdot c_G = 0,675 v^2 \cdot c_G \quad (5)$$

$$X = \frac{716}{16.000} v^2 \cdot c_X = 0,0447 v^2 \cdot c_X \quad (6)$$

Troisième partie

CONCLUSIONS PROVISOIRES

La première campagne d'essais a permis de trancher certaines questions de façon définitive, et d'adopter pour quelques autres des positions provisoires.

Les questions tranchées de façon définitive sont les suivantes :

I - CHOIX DE LA LONGUEUR DE LA FUSEE

On a constaté une légère perte de rendement lors du remplacement de la fusée courte par la fusée longue, mais ce phénomène est très probablement imputable à un gradient longitudinal dans la veine.

En effet, s'il y avait réellement une différence elle devrait être de sens contraire. On pourra s'en assurer ultérieurement par des sondages sur l'axe OX.

De toute manière, étant donné l'importance primordiale des questions de sécurité, on a d'ores et déjà adopté la fusée longue.

II - CHOIX DU CARENAGE TOURNANT

On a vu qu'il existait des vibrations en l'absence de carénage.

En dehors de toute considération énergétique, il ne serait donc pas prudent de renoncer au carénage tournant comme on l'avait envisagé.

Mais, d'autre part, on n'a pas constaté de différence appréciable dans les rendements pour les deux longueurs de carénage expérimentées.

En conséquence on a adopté le carénage court (fig. 23).

III - CHOIX DE LA FORME DU CARENAGE DE PIVOT

La forme adoptée pour la maquette, simple, développable et se prêtant aux installations d'accès, n'a pas donné lieu à des écoulements anormaux.

On peut donc la conserver en vraie grandeur.

IV - CHOIX DU SYSTEME DE COMMANDE DE L'ORIENTATION

En se basant sur d'anciens essais de Chalais-Meudon, on avait pensé que les moments de girouette ne dépasseraient pas 10.000 m.kg et, en conséquence la réaction pouvait être supportée en un seul point de la plateforme. On avait envisagé une seule transmission de caractère irréversible (roue et vis tangente).

Les mêmes essais avaient fait craindre des inversions dans la pente $\frac{dC_G}{dj}$, ce qui n'a pas d'importance avec ce type de transmission.

D'autre part, on se proposait, en cas d'accident, de déphaser de 90° la commande pour placer l'axe de rotation en quadrature avec la direction du vent

Mais on a vu, d'après le tableau de la Planche XLV, que les moments de girouette sont beaucoup plus considérables, en raison vraisemblablement du dièdre aval de l'hélice. Par contre, et pour la même raison, il n'y a aucune inversion dans la pente $\frac{dC_G}{dj}$.

Le fait que par suite du gradient, la courbe $C_G(j)$ ne passe pas par l'origine ($J \neq 0$) n'a pas d'importance au point de vue stabilité.

Enfin, on a noté (p. 20) le danger de faire varier j de 0 à 90°.

En conséquence, on a décidé :

- A - d'adopter une transmission reversible et de limiter le couple qu'elle peut transmettre, de manière à protéger le pylône contre des moments de torsion excessifs,
- B - de profiter de cette reversibilité pour remplacer le mécanisme unique par trois mécanismes attaquant le pivot à 120° d'intervalle (On obtient ainsi une meilleure répartition des efforts, des moteurs plus logeables, des engrenages de modules plus courants, et en outre, une sécurité de fonctionnement supérieure),
- C - de renoncer à la manoeuvre de déphasage, ou tout au moins de la limiter à un radian tout au plus.

Les questions sur lesquelles on peut adopter une position provisoire sont :

V - EVALUATION DES MARGES DE SECURITE DE L'AEROGENERATEUR GRANDEUR

(dans l'hypothèse que le cas le plus dangereux de la pratique est sensiblement équivalent au cas le plus défavorable de tous ceux expérimentés).

Les moments aérodynamiques nécessaires pour provoquer une rupture dans la charpente de la nacelle sont de l'ordre de 100 t.m dans un plan quelconque.

La poussée axiale correspondante serait de l'ordre de 100 tonnes (les calculs ont été faits avec 1 m. d'excentrement). Or il est nécessaire d'avoir un coefficient 2 au minimum, ce qui ramène les valeurs de sécurité à 50 t.m et 50 t.

En se reportant au tableau de la Planche XLV (avant dernière

colonne) on voit que si l'on est sûr que la machine demeure couplée en autorégulation synchrone et contrôlée en azimut, on dispose encore d'une marge supplémentaire pour le vent de 70 m/s, considéré comme ayant une probabilité infiniment petite.

Si l'on craint le découplage de la machine combiné avec une perte de contrôle de l'orientation (par exemple au début des essais tant que toutes les commandes et mécanismes n'auront pas été éprouvés) il faut se reporter à la dernière colonne du tableau.

Dans ce cas, on voit que la marge de sécurité impose une valeur limite de 32 m/s pour la vitesse du vent, la rupture se produisant sur une rafale spatialement dissymétrique atteignant 55 m/s au droit de l'axe de l'hélice.

Si l'on remarque que la plus grande rafale de faible étendue (celle d'un anémomètre) enregistrée au sommet de la Tour Eiffel, depuis l'origine, n'a pas dépassé 44 m/s, on voit qu'il existe, même dans ce cas extrême, une marge d'autant plus suffisante qu'il s'agit d'un appareil expérimental constamment surveillé et entretenu.

Toutefois il conviendra de prendre malgré tout les plus grandes précautions car :

- α) le calcul ne tient pas compte des effets de la compressibilité, tout en supposant qu'elle limitera la vitesse périphérique à 270 m/s;
- β) l'emballement peut s'accompagner de vibrations de pales amenant des surcharges dans les structures fixes.

La présence des spoilers à déclenchement centrifuge corrige quelque peu ce que le premier point présente d'apparemment contradictoire.

D'autre part, l'équilibrage soigné de l'hélice atténuera les vibrations à toutes les vitesses.

Quant aux structures autres que celles considérées ci-dessus, elles offrent des marges de sécurité encore plus grandes. En effet la plupart sont au coefficient 3 au lieu de 2 (pylône), d'autres ont été dimensionnées par des considérations de fatigue et de fréquence (pivot, fusée).

VI - APPRECIATION QUALITATIVE DES DANGERS DE VIBRATIONS

Etant donné qu'au cours de la première campagne, on n'a pas pu expérimenter la roue avec pales en bois, il est impossible actuellement de faire une étude quantitative des vibrations.

On peut seulement remarquer que malgré la très faible rigidité relative de la maquette les vibrations ont été suffisamment modérées pour ne provoquer aucune rupture dans les mécanismes pourtant fragiles de la balance et que celle-ci a parfaitement fonctionné pendant six mois durant lesquels elle a subi plusieurs dizaines d'heures de vent.

En résumé, on peut dire actuellement que :

- 1) Les objectifs A, B, C, D (voir § II, page 2) ont été atteints.
- 2) En ce qui concerne les buts E et F, rien n'a été commencé.
- 3) Des trois objectifs groupés sous le paragraphe G (p. 6) le premier a été implicitement traité, l'étude du second a été préparée, et enfin, pour le troisième, tout reste à faire.

Le matériel étant disponible et le programme préparé en accord avec l'E.N.S.M.A., l'ouverture de la deuxième campagne est subordonnée à la disponibilité de la soufflerie.

G. RAULINE

SERVICE DES ETUDES ET RECHERCHES HYDRAULIQUES
Division Energie du Vent

AEROGENERATEUR EXPERIMENTAL ϕ 30 m
TYPE BEST-ROMANI

ETUDE AERODYNAMIQUE SUR MODELE REDUIT AU $\frac{1}{20}$

Première Partie

I - Rapport

Janvier 1956

Exemplaire n° 1

S O M M A I R E

Introduction

I - Essais antérieurs	page	I
II - But des essais	"	2
III - Choix de la soufflerie	"	7

Première partie : Rapport d'essais

I - Soufflerie	"	8
II - Matériel	"	9
III - Méthode de mesure	"	16
IV - Définition des coefficients aérodynamiques	"	17
V - Résultats	"	18

Deuxième partie : Exploitation des résultats

I - Autorotations	"	23
II - Coefficients aérodynamiques	"	23

Troisième partie : Conclusions provisoires

I - Longueur de la fusée	"	26
II - Carénage tournant	"	26
III - Carénage du pivot	"	26
IV - Commande de l'orientation	"	26
V - Marge de sécurité de l'aérogénérateur grandeur	"	27
VI - Danger de vibrations	"	28

I N T R O D U C T I O N

I - ESSAIS ANTERIEURS

Les essais décrits dans le présent rapport font suite à plusieurs séries préliminaires effectuées à l'aide d'hélices éoliennes de faible diamètre. Nous les rappellerons ici brièvement :

En 1949, on expérimente à l'Institut Aérotechnique de St. Cyr (Tunnel Lelarge, veine de 1,40 m x 1,40 m) deux hélices éoliennes : l'une de ϕ 0,25 m, bi-pale ou quadripale à volonté, en présence d'obstacles tels que butte hémisphérique ou profils de falaise, et derrière une perte de charge dissymétrique créant un gradient transversal de vitesse; l'autre, tripale, de ϕ 0,60 m, dans l'écoulement uniforme.

En 1950-51, une seconde série est exécutée à la Soufflerie n° 2 de l'I.A.T. (2,20 m x 1,80 m) avec les mêmes hélices dans l'écoulement uniforme, ainsi que des essais complémentaires avec perte de charge mais sans falaise.

En 1952-53, une troisième campagne a lieu, dans la même soufflerie, sur des obstacles divers (aile, plaque plane, etc...) et sur une hélice de ϕ 0,50 m, en présence d'une colline de profil sinusoïdal.

D'autre part, en 1950, une maquette de ϕ 3,60 m, équipée de deux jeux de pales différents, est essayée à la Grande Soufflerie de Chalais-Meudon pour déterminer les formes de pales et les calages optima, vérifier l'efficacité d'un type de régulateur aérodynamique de couple et enfin, étudier l'influence d'une attaque oblique sur les caractéristiques des hélices éoliennes.

De 1951 à 1954, cette maquette complétée par un troisième jeu de pales est montée sur un pylône de 42 m de hauteur à St. Cyr, dans le but principal de vérifier dans le vent naturel la validité des essais de soufflerie.

L'exploitation des résultats obtenus en soufflerie permet de dégager les conclusions suivantes :

- α) les effets de paroi sur un aéromoteur étant très importants (à cause de l'épanouissement des filets d'air à l'aval de l'appareil), les coefficients d'obstruction doivent être plus petits que pour les autres obstacles, ce qui nécessite l'emploi de grandes souffleries sous peine d'avoir des nombres de Reynolds trop faibles;
- β) la mesure de la poussée axiale, qui n'avait pas été faite en 1949, est indispensable pour une interprétation complète des résultats;
- γ) l'étude des interactions est très complexe et rend nécessaire des mesures à plusieurs composantes sur une maquette qui soit une reproduction fidèle du

grand aérogénérateur projeté.

L'étude d'une telle maquette fut donc exécutée en 1953-54, par Monsieur L. ROMANI et le Bureau d'Etudes Scientifiques et Techniques, à la demande d'E.D.F.

La réalisation fut confiée à "La Maquette d'Etudes et d'Exposition" à Aubervilliers, pour les pales et le pylône et aux Etablissements CASSELIN et FABRE à Clamart, pour la partie mécanique et le pivot. La soufflerie choisie fut celle dite "Soufflerie béton", de l'Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique, à Poitiers, où les sondages préliminaires eurent lieu du 25.5 au 25.6.54.

Une première série d'essais, dont rend compte le présent rapport, fut effectuée du 1.9.54 au 31.1.55, sous la direction de MM. L. ROMANI et R. GUETHALS, Directeur du Laboratoire d'Aérodynamique de l'E.N.S.M.A.

Une série complémentaire doit suivre.

II - BUTS DES ESSAIS

a - Effet du gradient

Il importe d'étudier le comportement d'un aéromoteur dans des conditions se rapprochant le plus possible de celles du vent naturel, en particulier dans un champ généralement non uniforme. En effet l'existence de la couche limite au voisinage du sol se traduit par un gradient vertical dont les principales conséquences sont :

1) L'excentrement de la poussée axiale par rapport au disque balayé par l'hélice

Comme cet excentrement représente le bras de levier d'une force qui peut atteindre en service normal 40 tonnes, il inflige à la fusée et à la tête de pivot des moments supplémentaires considérables. Si on a pu l'estimer grossièrement dans le cas de la roue arrêtée face au vent, il est très difficile de le faire, pales en rotation, avec ou sans dérive; la présence du pivot et du pylône complique encore le problème et nécessite l'expérimentation.

Le gradient varie en outre dans le temps et dans l'espace. Toutefois en expérimentant avec deux gradients différents, on peut espérer qu'on obtiendra approximativement par interpolation, ou même, à la rigueur, extrapolation, l'effet d'un gradient quelconque.

2) Un couplage aérodynamique entre les moments de tangage et de girouette

Définissons tout d'abord ces 2 moments (Fig. 1).

Le moment de tangage tend à faire tourner la roue autour de l'axe horizontal YY' perpendiculaire à la direction du vent. Le moment de girouette tend à la faire tourner autour de l'axe ZZ' du pivot.

Pour mettre en évidence ce phénomène de couplage, imaginons que la roue ne comporte qu'une seule pale, et que les efforts sur celle-ci se réduisent à une résultante R. Nous pouvons remplacer cette force par les trois composantes suivantes :

- Une composante radiale R_r que nous négligerons : en effet les forces aérodynamiques de pression, qui sont par définition normales à la surface de la pale, fournissent dans leur ensemble une composante quasiment axiale. Les forces de frottement, tangentes à la pale, sont relativement faibles, de sorte que leurs composantes radiales sont négligeables. Enfin les forces centrifuges sont indépendantes de la position de la pale.
- Une composante tangentielle R_t
- Une composante axiale R_a

Nous examinerons les effets des forces R_t et R_a , d'abord dans un écoulement uniforme, puis en présence du gradient de vitesse.

a) Forces tangentielles

Considérons l'axe de la pale partant de la position $O'A$ et effectuant un tour dans le sens indiqué sur la figure. Il est facile de voir que les moments de girouette et de tangage dus à ces forces varient suivant les courbes (I) des figures 2 et 3.

La présence du gradient augmente les efforts au-dessus du diamètre horizontal et les diminue au-dessous de cet axe.

Il est donc clair que, le gradient étant introduit, les courbes des moments peuvent être représentées comme (II), et que finalement les moments supplémentaires dus au gradient varient comme l'indiquent les courbes (III).

b) Forces axiales

Le même raisonnement, toujours sur la fig. 1, conduit à la représentation figurée en 4 et 5.

On voit donc que les forces axiales jouent pour le moment de girouette le même rôle que les forces tangentielles pour le moment de tangage, comme on pouvait s'y attendre, puisque les moments de tangage et de girouette varient de la même façon, qualitativement parlant, à un déphasage de $\frac{\pi}{2}$ près.

Signalons en passant que pour une hélice bipale, les courbes (III) auraient simplement leurs ordonnées doublées, et envisageons maintenant le cas de la maquette, c'est-à-dire trois pales à 120° .

Si l'on admet que ces courbes sont des sinusôides (au 1^o ordre près) on voit que, dans le cas des figures 2 et 5, les moments dus au gradient sont nuls quelle que soit la position de la roue (somme des ordonnées de trois sinusôides déphasées de $\frac{2\pi}{3}$).

Par contre, sur les figures 3 et 4, on voit que la superposition des 3 courbes (III) donne un moment constant et positif.

Le gradient se traduira donc par une composante continue des moments de tangage et de girouette, la première due aux forces axiales, la seconde aux forces tangentielles.

Les courbes n'étant pas, en réalité, parfaitement sinusoidales, il est probable qu'il subsistera une modulation de fréquence triple de la vitesse de rotation mais les fréquences propres de la balance et des galvanomètres sont trop faibles pour que l'on puisse les enregistrer.

Remarque - Subsidiairement, le gradient provoque une modulation d'incidence sur les pales, mais cet effet est secondaire devant la variation de pression dynamique.

B - Effet du vent plongeant

Dans certains régimes de vent, il arrive que des tourbillons d'axe horizontal créent des vitesses induites qui se superposent à la vitesse générale.

Le vent est alors incliné sur l'horizontale, sauf tout près du sol, de sorte qu'outre le gradient de vitesse, il existe un gradient vertical de direction; on conçoit que les moments analysés ci-avant soient de ce fait modifiés d'une manière que seule l'expérience peut préciser.

C - Influence de la garde aval

Le dièdre AR qui a été donné à la roue éolienne pour les raisons que nous verrons plus loin oblige, sous peine d'un allongement exagéré de la fusée, à placer cette roue en aval du pivot. Ce dernier doit donc être soigneusement caréné pour perturber le moins possible l'écoulement. Il faut cependant chercher l'optimum de fonctionnement :

- α) en essayant diverses formes du bord de fuite du carénage,
- β) en faisant varier la garde entre ce dernier et l'aire balayée par les pales.

D - Influence du carénage tournant

Alors que des considérations aérodynamiques évidentes imposent à l'arrière de la nacelle un carénage effilé, d'autres considérations, notamment d'économie et d'accessibilité tendraient à sa suppression.

Il y a donc lieu de mesurer la perte d'énergie entraînée par cette dernière solution et d'essayer de trouver un compromis.

E - Etude de la répartition des pressions sur le pivot

Par construction, la roue doit théoriquement (et seulement dans le cas d'un écoulement uniforme) s'orienter d'elle-même, perpendiculairement au vent. Il est malgré cela nécessaire de la contrôler, soit pour amortir le mouvement soit même pour l'empêcher dans certains cas.

Etant donné la taille de l'aérogénérateur, une commande par moteur a semblé indispensable, mais il reste à réaliser son asservissement à la direction du vent.

On a envisagé, entre autres solutions, d'utiliser la différence de pression entre les deux faces latérales du pivot.

Il faut pour cela pouvoir choisir deux lignes de part et d'autre du pivot de telle sorte que la différence des pressions statiques moyennes résultant sur l'une et sur l'autre :

- α) soit sensiblement nulle quel que soit le régime de fonctionnement de la roue;
- β) varie de façon monotone avec l'angle de dérive.

F - Etude des vibrations éventuelles

Les vibrations peuvent constituer un danger grave pour un aéro-moteur par les fatigues alternées qu'elles infligent aux différentes parties de l'appareil.

Le "flutter" d'une aile d'avion est un phénomène déjà très complexe et le calcul de la vitesse critique exige la mise en oeuvre de moyens considérables : encore faut-il connaître expérimentalement les modes de vibration et les périodes d'oscillation correspondantes.

Dans le cas d'une roue éolienne, la vitesse résultante varie tout le long des pales et celles-ci sont soumises à un champ d'accélération important. Pour ces raisons, le calcul analytique, extrêmement difficile, n'a pas pu encore être entrepris, les expériences préliminaires devant porter sur l'hélice en vraie grandeur complètement équipée.

Dans ces conditions, il est désirable d'obtenir dès maintenant de la maquette quelques indications qualitatives, sinon sur les phénomènes de couplage tels que le flutter, tout au moins sur les modes de vibrations principaux.

Malheureusement la maquette n'est pas et ne peut pas être dynamiquement semblable à l'appareil réel comme on le verra par le calcul suivant :

Soient respectivement R et λR les rayons de l'appareil réel et de la maquette, ω et ω' les vitesses angulaires des roues, q et q' les pressions dynamiques de référence, m et μm les masses de deux organes homologues quelconques, K et νK leurs raideurs, f et f' leurs fréquences propres.

Ecrivons l'égalité des triangles de vitesses :

$$\frac{\omega R}{\sqrt{q}} = \frac{\omega' \lambda R}{\sqrt{q'}} \text{ ou } \frac{\omega}{\omega'} = \lambda \sqrt{\frac{q}{q'}}$$

Ecrivons maintenant l'égalité des rapports entre fréquences et vitesses angulaires :

$$\frac{f}{\omega} = \frac{f'}{\omega'} \text{ ou } \frac{f}{f'} = \frac{\omega}{\omega'}$$

Or on sait que f est proportionnel à $\sqrt{\frac{K}{m}}$

d'où :
$$\frac{f}{f'} \sim \sqrt{\frac{\frac{K}{m}}{\frac{\nu K}{\mu m}}} = \sqrt{\frac{\mu}{\nu}}$$

En rapprochant les résultants précédents, il vient :

$$\frac{\varepsilon}{\varepsilon'} = \lambda \sqrt{\frac{q}{q'}} = \frac{f}{f'} = \sqrt{\frac{\mu}{V}}$$

ou encore :

$$\lambda^2 \cdot \frac{q}{q'} = \frac{\mu}{V}$$

et finalement :

$$V = \frac{\mu}{\lambda^2} \cdot \frac{q'}{q}$$

Dans notre cas : $\lambda = \frac{1}{20}$ $\lambda^2 = \frac{1}{400}$

Si la pale de la maquette était homothétique, on aurait $\mu = \lambda^3$ mais comme il a fallu la faire pleine on a sensiblement $\mu = \lambda^2$. D'autre part q' et q sont du même ordre, de sorte que la condition de similitude est

$$V \approx 1$$

La maquette devrait donc posséder la même rigidité absolue que l'appareil grandeur.

Cette condition est irréalisable, car on sait que la rigidité varie comme λ^3 .

Dans le cas d'homothétie parfaite, nous aurions donc pour V , $\frac{1}{8.000}$ au lieu de 1. Pour les pales, le rapport est meilleur pour la raison déjà indiquée, et il est évidemment compris entre $\frac{1}{8.000}$ et $\frac{1}{400}$. Au contraire pour les structures fixes dans lesquelles on a intercalé une balance, le rapport est encore plus défavorable. En résumé, la maquette manque de rigidité.

Mais ce défaut peut précisément être exploité de la façon suivante :

Si après avoir exécuté une expérience avec une roue massive (μ relativement grand) on la recommence avec une roue beaucoup plus légère, tout se passera comme si V avait été augmenté. La seconde expérience sera donc plus près de la réalité que la première, et en extrapolant la différence des enregistrements au prorata des valeurs de μ on pourra se faire une idée de ce qu'aurait donné une maquette dynamiquement semblable.

G - Interactions aérodynamiques diverses

Enfin, comme nous l'avons vu dans les conclusions des essais antérieurs, il importe de rechercher l'influence sur les caractéristiques de l'éolienne de la présence :

- 1) du pylône prévu pour l'appareil expérimental,
- 2) d'un obstacle de révolution représentant une butte artificielle destinée à renforcer le vent sur la roue,
- 3) des parois de la soufflerie, en déplaçant transversalement l'éolienne dans la veine.

III - CHOIX DE LA SOUFFLERIE

A - Echelle minimum et dimensions de la veine

Les essais antérieurs ont montré la nécessité de dépasser 0,60 m de diamètre pour des mesures globales. Comme il s'agit ici d'interactions, une dimension nettement plus grande est évidemment nécessaire.

D'autre part, pour respecter les détails de l'appareil réel, une échelle pas trop petite est indispensable.

On a adopté $\frac{1}{20}$ ce qui donne un diamètre de 1,509 m et une surface de 1,7889 m².

Le coefficient d'obstruction de Chalais-Meudon, soit $\frac{1}{10}$ environ, avait paru à peine admissible bien qu'il n'y ait alors ni gradient ni pylône et que les conditions aux limites de la veine fussent favorables.

En conséquence, la surface de veine minimum pouvait être fixée à 1,7889 m² x 10 + 20 % soit 21 m² environ.

En outre la longueur de la veine devait atteindre au moins 4 diamètres en raison des formes de l'appareil et de la présence des pertes de charge destinées à créer le gradient.

B - Possibilité d'introduire le gradient

En pratique il est très difficile de représenter le sol et le gradient si la soufflerie n'est pas de section carrée ou rectangulaire et il y a intérêt à ce que ses dimensions ne soient pas inutilement grandes, faute de quoi les opérations sont très coûteuses.

En résumé il fallait une soufflerie carrée ou rectangulaire d'une section comprise entre 20 et 40 m² et d'une longueur de chambre utilisable de 6 m au minimum.

Aucune soufflerie de la région parisienne ne satisfaisant à toutes ces conditions, on a été amené à choisir la Soufflerie "béton" à Poitiers.

Première Partie

RAPPORT D'ESSAIS

I - LA SOUFFLERIE (fig. 6)

La soufflerie "béton" de Poitiers est particulièrement destinée à étudier l'action du vent sur des maquettes de bâtiments, engins de levage, etc... Elle est du type à retour et cette disposition offre la possibilité d'exploiter une seconde veine d'expérience.

La chambre proprement dite C_1 permet d'obtenir des vitesses de 0 à 60 m/s, mais présente une section carrée de 2,40 m de côté seulement.

A - Veine d'expérience

La seconde veine C_2 est constituée par la partie droite du retour ramenant l'air du diffuseur au collecteur. Elle est de section sensiblement carrée (5,50 m x 5,25 m, soit une section de 28,8 m²) et permet d'obtenir des vitesses stables entre 3 et 12 m/s.

B - Réglage de la vitesse

Le ventilateur comporte six pales adaptées sur un moyeu métallique constitué par l'accouplement sur un même arbre de deux moyeux d'hélices aériennes tripales à pas variable.

Le changement de pas est réalisé par un dispositif électro-magnétique fixé sur le bâti support du ventilateur.

Le tableau de commande, placé dans le hall contigu à la chambre d'expérience C_1 , permet d'effectuer à distance le changement de pas.

C - Poste de commande et de mesure

L'appareillage de commande de la maquette et le dispositif d'enregistrement sont installés dans un local contigu à la veine d'expérience, séparé de celle-ci par une porte étanche comportant un large panneau de plexiglass qui permet la surveillance constante de l'éolienne et la mesure de la vitesse de rotation.

On a ramené également dans ce local la commande de changement de pas du ventilateur de la soufflerie, et celle d'arrêt du moteur. Ainsi seule la mise en marche de ce dernier doit être effectuée depuis la salle des machines. Une liaison aller et retour par tops lumineux permet d'ailleurs de synchroniser

avec les mesures la lecture des manomètres correspondant aux pitots de référence des chambres C_1 et C_2 .

II - MATERIEL CONSTRUIT SPECIALEMENT

A - Matériel essayé

La maquette, décrite brièvement ci-après comporte une roue tripale de \varnothing 1,51 m. montée sur un ensemble nacelle-pivot-pylône (fig. 7, 8, 9, 10).

1) Pales (fig. 11)

Les profils adoptés sont ceux de la série NACA 23.000. Le plan de forme est homothétique de celui de l'appareil de \varnothing 30 m. sauf le pied de pale qui est légèrement différent pour permettre le réglage du pas à l'arrêt.

a) pales métalliques

Elles sont réalisées en AU 4 G 1, de densité 2,8. Le poids d'une pale est environ 1,570 kg. Une pale de rechange a été construite.

b) pales bois

Elles sont taillées dans un bloc de bois bakélinisé de densité variable (1,4 au pied de pale, 1,1 en bout de pale, avec minimum intermédiaire de 0,9).

L'ajustage dans le moyeu est réalisé par une douille métallique dans laquelle le pied de pale est vissé et collé.

La forme de ce dernier a dû être de ce fait légèrement modifiée.

Le poids d'une pale est d'environ 1,070 kg., douille comprise.

2) Moyeu (fig. 12)

Le moyeu, en AU 4 G, est constitué par le moyeu proprement dit qui comporte trois logements semi-cylindriques destinés à recevoir les pales, et par trois blocs présentant les logements complémentaires.

Chaque pied de pale est ainsi maintenu en serrage entre le moyeu et le bloc correspondant par l'intermédiaire de 2 goujons.

Le calage des pales se fait comme suit : le moyeu étant posé sur un marbre, un gabarit est placé en une section déterminée de la pale et supporte un niveau d'artillerie. On tourne la pale à la main jusqu'à ce que l'indication du niveau corresponde au calage voulu.

Le calage 0 est celui de l'appareil grandeur, représenté fig. 11. Le sens positif est celui de l'augmentation du pas. Le pied de pale comporte une collerette destinée à l'immobiliser dans le sens longitudinal.

La compensation est assurée par une inclinaison des pales sur le plan de rotation (dièdre AR = 8°).

Le moyeu porte, dans les intervalles entre les pieds de pales des trous où peuvent être disposées des masselottes destinées à parfaire l'équilibrage statique ou dynamique de la roue éolienne.

3) Génératrice

La roue éolienne entraîne une dynamo sinut à courant continu 24 V - 25 A à vitesse variable entre 1.000 et 11.000 tr/min. Cette dynamo a été obtenue en transformant un moteur de servitude d'aviation.

4) Transmission (fig. 13 - 14)

La transmission entre la roue éolienne et la dynamo est constituée par des engrenages épicycloïdaux. La roue éolienne entraîne la grande couronne et le planétaire, l'arbre de la dynamo.

Le porte-satellites est solidaire de la fusée, elle-même fixée en porte-à-faux sur la carcasse de la dynamo avec interposition d'une cage à roulements formant banc-balance.

Pour explorer entièrement le réseau des caractéristiques deux rapports de multiplication, respectivement égaux à $1/13,24$ et $1/5,67$, sont nécessaires.

On les a obtenus en dédoublant le planétaire et les satellites et en mettant à tour de rôle chaque jeu de pignons en prise avec la couronne.

Une position intermédiaire de cette dernière, obtenue grâce à un jeu d'entretoises, permet de libérer la roue éolienne pour effectuer les mesures en autorotation à couple pratiquement nul.

Pour faire varier la garde entre les pales et la carénage du pivot, on a essayé successivement deux fusées de longueurs différentes (voir fig. 23).

5) Balance (fig. 15, 16, 17, 18, 19, 20)

Le banc-balance, logé dans la nacelle, est conçu pour mesurer simultanément les principaux efforts qui s'exerceront sur la structure de l'aérogénérateur, c'est-à-dire :

- 2 forces : - poussée axiale : dans l'axe de la nacelle,
- poussée latérale : perpendiculairement à la nacelle,
- et 3 moments : - moment de tangage : autour d'un axe horizontal perpendiculaire au vent,
- moment de girouette : autour de l'axe vertical du pivot,
- moment de couple moteur : autour de l'axe de rotation de la roue éolienne.

Pour pouvoir mesurer chaque effort sans interaction des autres, on a superposé cinq balances distinctes dans l'ordre indiqué fig. 16. Chaque balance élémentaire comprend une partie fixe, et une partie mobile articulée par l'intermédiaire de lames d'acier à ressort d'épaisseur 0,2 mm. Ces lames, mainte-

nues par des contre-lames rigides, permettant de matérialiser un axe de rotation (pour les moments) ou un parallélogramme déformable (pour les forces) sans aucun frottement ni hystérésis pourvu que les déformations soient de faible amplitude.

Pour le moment de couple moteur, c'est le stator de la dynamo qui oscille librement sur deux roulements à billes ("dynamo-balance").

La partie fixe porte en outre une lame de mesure encastrée, en Zicorl (AZ 8 GU). L'autre extrémité de la lame est entraînée par la partie mobile. La flexion de la lame, limitée par des butées réglables, est mesurée par une paire de jauges à fil résistant, collée tout près de l'encastrement et faisant partie du circuit électrique décrit plus loin.

6) Pivot

Le pivot est constitué par un tube en acier de ϕ 70 mm supportant la première balance (moment de girouette) et tournant, grâce à un roulement et une butée à billes, dans la partie supérieure du pylône tripode.

Il est muni, au niveau de la plateforme du pylône, d'une couronne présentant des crans de 15° en 15° , dans lesquels vient s'enfoncer un poussoir fixé sur la plateforme, permettant ainsi d'immobiliser le pivot dans une position déterminée.

Le poussoir est fixé sur une collerette présentant des boutonnières lui laissant une liberté de rotation de $\pm 3,75^\circ$.

Le pivot et, par conséquent, l'hélice et la nacelle, peuvent donc occuper toutes les positions autour de l'axe vertical de $7,5^\circ$ en $7,5^\circ$.

Le poussoir peut également être bloqué de façon à permettre la rotation libre de l'ensemble.

Le tube porte également, par l'intermédiaire de collerettes et de nervures réparties sur sa longueur, un carénage en plexiglass (fig. 2I) qui porte à différentes hauteurs des rangées de trous de ϕ 1 mm destinés aux prises de pression.

Les collerettes et nervures supports peuvent être supprimées et le carénage rendu solidaire de la partie mobile de la balance de moment de girouette.

7) Pylônes

a) Support provisoire

Pour les premiers essais sans dérive, le pivot était fixé sur un support provisoire constitué par un tube d'acier de ϕ 84 mm, lui-même soudé sur une collerette de ϕ 490 mm dont les trous permettaient l'ancrage au sol.

Ce support respectait bien entendu la cote de 1,600 m entre l'axe de la roue éolienne et le sol.

b) Pylône tripode (fig. 22)

On a substitué par la suite à ce support la maquette provisoire du pylône en treillis, exécutée à l'échelle. Toutefois l'épaisseur des profilés était un peu trop forte et la structure du noeud crapaudine simplifiée.

C'est ce pylône qui permet la rotation du pivot comme nous l'avons vu au § 6.

8) Carénage fixe (fig. 23)

Le carénage qui enveloppe l'ensemble balance-dynamo-multiplicateur reproduit sensiblement le contour de la nacelle réelle. Toutefois on n'a pas représenté l'entrée d'air annulaire qui assure le refroidissement de l'alternateur, son débit étant négligeable devant celui qui traverse l'aire balayée par les pales.

Il peut être fixé à volonté sur la partie fixe de la balance de girouette, ou bien sur sa partie mobile, et peut être ainsi pesé ou non par la balance, comme nous l'avons vu pour le carénage du pivot.

9) Carénages tournants (fig. 23)

Deux carénages différents, de forme ogivale, de longueurs respectives 120 et 210 mm peuvent se monter sur le moyeu par l'intermédiaire d'une tige filetée et d'un écrou conique qui forme le nez du carénage.

Pour effectuer certaines corrections sur la poussée axiale, il est nécessaire de connaître la pression statique à l'intérieur de ces carénages, car ils sont pesés obligatoirement, alors qu'il n'en est pas de même de la partie antérieure.

Dans ce but une prise de pression, de forme annulaire, a été montée à l'extrémité des trains multiplicateurs. Elle est faite d'un tube en forme de tore percé de 6 trous équidistants de $\varnothing 0,5$ mm.

B - Matériel de mesure

1) Anémomètres à cylindres (fig. 24)

La référence vitesse est donnée par deux anémomètres à cylindre type ROMANI, qui font l'objet du rapport B.E.S.T. n° IOI.

Le cylindre, de longueur 300 mm et $\varnothing 50$ mm, est en AU 4 G. Sa surface présente un moletage "pointes de diamant" de profondeur 1 mm destiné à rendre la sensibilité pratiquement indépendante du nombre de Reynolds.

Le cylindre est monté sur un bloc mobile, lui même fixé sur le carter par des lames de suspente analogues à celle de la balance. Un levier déforme une lame de mesure en Zicral portant une paire de jauges dont la réponse est ainsi proportionnelle à la pression dynamique du vent.

Le carter, monté sur pivot coaxialement au cylindre et muni d'une dérive

double, s'oriente habituellement de façon que la vitesse du vent soit normale à la lame de mesure.

En soufflerie, on bloque la dérive pour diminuer les vibrations.
Les deux anémomètres sont montés en série.

2) Tubes de Pitot

Une antenne de Prandtl (tube de Pitot double) est portée par un cadre qui peut coulisser sur deux cordes à piano tendues verticalement dans le plan de symétrie de la veine d'expérience. Sa hauteur est réglable à distance à l'aide d'un câble passant sur des poulies, ce qui permet le sondage préalable de la veine dans le plan de référence. ($x = -200$).

Une autre antenne, référence habituelle de la soufflerie, est installée à demeure dans la chambre C_1 .

3) Boite d'équilibrage

La boîte d'équilibrage comprend une série de lames élastiques semblables aux lames de mesure de la balance, encastrees à une extrémité, et dont on peut faire varier la flexion à l'aide de vis micrométriques différentielles. Chaque lame porte une paire de jauges collées près de l'encastrement, et montées en pont avec celles des lames de mesure.

4) Enregistreurs "Larex"

Les tensions de déséquilibre des ponts sont transmises à des galvanomètres Schlumberger-Picard. L'équipage mobile de chacun d'eux porte un miroir qui forme sur la fente de la boîte photographique l'image du filament rectiligne d'une lampe placée au centre de l'enregistreur.

Une partie du pinceau lumineux est renvoyée sur une réglette graduée translucide qui permet de lire le déplacement du spot et de faire le réglage du zéro.

La boîte photo fixée à la partie arrière de l'enregistreur assure le déroulement automatique devant la fente d'une bande de papier perforé (largeur utile : 125 mm, longueur 30 m.) à la vitesse de 2,5 mm par seconde.

Un top lumineux permet de marquer sur le papier l'instant de la mesure.

Un enregistreur ne comportant que 4 galvanomètres, on a utilisé deux appareils :

- le premier enregistre : la vitesse du vent,
le moment de couple moteur,
la poussée axiale,
le moment de tangage
- le second : la poussée latérale
le moment de girouette.

Un dispositif électrique permet de synchroniser la marche des deux enregistreurs.

5) Stroboscope

Le faible encombrement de la nacelle n'ayant pas permis d'y loger un système centrifuge pour la mesure par jauges des vitesses angulaires, celles-ci sont mesurées à l'aide d'un stroboscope à main Seguin type "stroborama R²M" à observation par faisceau lumineux et remontage automatique.

La mesure peut se faire directement sur une des pales portant un repère bien visible tout près du moyeu, soit sur les éclats d'une lampe à néon allumée à chaque tour de roue par un contact situé dans le moyeu.

6) Montage électrique (fig. 25)

a) Circuit de mesure

Comme on l'a vu plus haut les jauges des balances sont montées en Pont de Wheatstone avec les jauges correspondantes de la boîte d'équilibrage.

L'une des diagonales du pont est alimentée sous tension constante, ajustable par rhéostat, de 10 V ou 12 V, par une batterie d'accumulateurs. L'autre diagonale est aux bornes d'un des galvanomètres de l'enregistreur. Les oscillations du galvanomètre sont amorties par une capacité d'environ 3.600 μ F montée en parallèle sans interposition de résistance. En outre le galvanomètre est shunté par une série de résistances étalonnées placées dans la boîte d'équilibrage et permettant d'utiliser quatre sensibilités différentes.

Un interrupteur permet d'ouvrir ou de fermer le circuit de la batterie. Le réglage du zéro se fait à l'aide de la vis micrométrique; il est atteint lorsque le spot est indifférent à l'ouverture et à la fermeture du circuit.

b) Circuit de commande de l'éolienne

Le courant de charge de la dynamo est fourni par une batterie d'accumulateurs de 24 V. Les pôles + de chaque élément sont réunis aux plots d'un diviseur de tension qui permet de faire varier celle-ci de 2 V en 2 V. Un ampèremètre à zéro central indique si l'aéromoteur fournit ou consomme.

Le courant d'excitation, fourni par la même batterie, traverse un ampèremètre et un rhéostat, qui permettent d'en contrôler et d'en régler l'intensité en cours d'essai, donc de faire varier la vitesse de rotation de la roue.

Les fils d'alimentation de la dynamo étant d'assez forte section, leur rigidité risquait de nuire au fonctionnement de la balance.

Pour obvier à cet inconvénient, les bornes de la dynamo sont constituées par des doigts métalliques plongeant dans de petites cuves remplies de mercure. Ces dernières étant solidaires de la partie fixe de la balance, le contact est assuré sans frottement solide.

C - Matériel spécial

Outre la maquette avec ses diverses configurations et son équipement de mesure, un matériel spécial a dû être réalisé pour modifier l'écoulement lors de certains essais.

1) Grillage (fig. 26)

Le gradient vertical a été réalisé, comme on l'avait fait à St. Cyr, à l'aide d'un grillage disposé sur un cadre transversal à l'entrée de la veine d'expérience.

Il est constitué par une série de bandes de grillage de mailles variées dont la perméabilité croît à partir du sol.

2) Défecteur (fig. 27)

Le déflecteur, destiné à donner à l'écoulement une incidence de quelques degrés vers le bas, est constitué par un panneau en caisson de 80 mm d'épaisseur, revêtu de contreplaqué et fixé par ses extrémités aux parois de la veine. Le bord d'attaque en sapin a une section elliptique; au bord de fuite est articulé un volet dont le braquage peut être réglé de 0 à - 90°.

3) Butte (fig. 28)

Elle comprend deux parties :

- a) un tronc de cône en contreplaqué dont la grande base a un diamètre de 2 m. L'angle au sommet est de 90° et la hauteur 750 mm.
- b) une calotte supérieure sphérique dont le bord arrondi vient coiffer la petite base du tronc de cône, ménageant ainsi une fente circulaire destinée à l'aspiration de la couche limite. La calotte, faite en deux parties, est montée en serrage sur le support provisoire.

On peut donc régler sa hauteur à volonté et la largeur optimale de la fente a été déterminée par tâtonnements à l'aide de visualisations aux fils de laine.

4) Panneaux verticaux (fig. 29)

Ces panneaux sont destinés à favoriser l'étude des effets de paroi en éliminant la couche limite des parois propres de la veine; chacun d'eux comprend un panneau en caisson d'épaisseur 80 mm, muni d'un bord d'attaque de section elliptique et d'un volet dont le braquage peut être réglé de façon à annuler la circulation autour du panneau.

Les panneaux sont au nombre de deux, un à chaque paroi verticale de la veine, sur la hauteur totale de celle-ci.

III - METHODE DE MESURE

A - Montage de la maquette

La fig. 30 indique les positions respectives de la maquette, du grillage et des anémomètres dans la veine.

B - Méthode d'essai

1) Tarage de la balance

Le tarage des appareils de mesure, répété périodiquement, s'effectue comme un essai ordinaire, mais la soufflerie est alors arrêtée et on applique successivement à l'aide d'un montage à fils des efforts connus aux 5 balances élémentaires; l'enregistrement est fait pour chaque effort à plusieurs sensibilités.

2) Tarage des anémomètres

La vitesse de référence adoptée est la vitesse locale V , c'est-à-dire la vitesse du vent dans le plan de référence et dans l'axe de l'hélice éolienne ($x = -200$, $y = 0$, $z = 0$), mais en l'absence de celle-ci.

On place en ce point une antenne et l'on enregistre l'élongation du spot des anémomètres pour différentes valeurs de la pression dynamique indiquée par cette antenne.

Lorsqu'on désire vérifier la fidélité des anémomètres sans démonter la maquette, on les soumet à un tarage statique en leur appliquant un effort connu, équivalent à une pression dynamique de référence déterminée.

3) Essais

Le réglage des zéros étant effectué comme indiqué page 14, les positions correspondantes des spots sont enregistrées, soufflerie à l'arrêt.

Le ventilateur est alors mis en marche pour établir dans la veine une pression dynamique de référence q qui correspondait pour la plupart des essais à $V \approx 8$ m/s.

Une minute environ est nécessaire à la stabilisation de l'écoulement. On procède alors, pour une série à peu près régulièrement échelonnée de vitesses angulaires, à l'enregistrement des cinq composantes et de la pression dynamique.

On complète les courbes en procédant, dans les mêmes conditions d'écoulement à un autre essai où l'on utilise le second rapport de multiplication, puis en mesurant la vitesse angulaire d'autorotation (couple nul).

Après chaque essai on vérifie, par ouverture et fermeture du circuit, l'immobilité des spots pour s'assurer qu'il n'y a pas eu de dérive des zéros pendant l'enregistrement.

IV - DEFINITION DES COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES

Les grandeurs mesurées sont alors réduites aux sept coefficients sans dimensions suivants :

1 - Le paramètre de fonctionnement adopté généralement pour les aéromoteurs: $\frac{\omega R}{V}$

avec ω = vitesse angulaire de rotation en radian par seconde

R = rayon du plus grand cercle balayé par les pales

V = vitesse de référence définie par $q = \frac{1}{2} \rho V^2$

ρ = masse volumique de l'air dans les conditions de l'expérience

2 - Le coefficient de moment de couple moteur: $C_M = \frac{M}{q \cdot S \cdot R}$

M = moment de couple moteur

S = surface de référence : $\pi \cdot R^2$

3 - Le coefficient de moment de tangage: $C_F = \frac{F}{q \cdot S \cdot R}$

F = moment de tangage

4 - Le coefficient de moment de girouette: $C_G = \frac{G}{q \cdot S \cdot R}$

G = moment de girouette

5 - Le coefficient de poussée axiale: $C_X = \frac{X}{q \cdot S}$

X = poussée axiale

6 - Le coefficient de poussée latérale: $C_Y = \frac{Y}{q \cdot S}$

Y = poussée latérale

Ces grandeurs permettent de tracer, pour chaque configuration de la maquette et de l'écoulement, cinq courbes caractéristiques représentatives de la variation de C_M, C_F, C_G, C_X, C_Y en fonction du paramètre $\frac{\omega R}{V}$.

7 - Le rendement aérodynamique défini comme le quotient de la puissance fournie au moyeu par l'énergie cinétique passant par unité de temps à l'infini amont dans un cercle de rayon R

$$\eta = \frac{M \cdot \omega}{\frac{1}{2} \rho V^3 \cdot S}$$

Si l'écoulement est parallèle on a $V_\infty = V$, d'où

$$\eta = \frac{M \cdot \omega}{q \cdot V \cdot S} = C_M \cdot \frac{\omega R}{V}$$

Les sens positifs adoptés sont représentés fig. 31.

Le trièdre de référence est lié à la maquette, et pour respecter les symboles normalisés devrait s'appeler $Ox_1 y_1 z_1$. Dans un but de simplification l'indice 1 a été supprimé puisqu'il ne peut y avoir ambiguïté.

V - RESULTATSA - Sondages de la veine1) Avec grillage et sans butte

Le gradient est évidemment modifié de façon imprévisible par la présence de l'aérogénérateur, mais les sondages sont obligatoirement faits en son absence.

Le grillage a été construit par tâtonnements. Un grand nombre d'essais a été nécessaire pour que la vitesse du vent, mesurée dans le plan de référence, à 13 m environ derrière le grillage, suive au plus près une loi de la forme :

$$\frac{v}{v_{ref}} = \left(\frac{h}{h_{ref}}\right)^{\kappa} \quad \text{d'où} \quad \frac{q}{q_{ref}} = \left(\frac{h}{h_{ref}}\right)^{2\kappa}$$

Le sondage a été effectué en 11 points régulièrement espacés à partir du sol sur toute la hauteur de la veine. On désire un exposant κ pas trop différent de celui déjà réalisé à St. Cyr, soit 0,215.

On a d'abord réalisé $\kappa = 0,190$.

Mais lorsque commencèrent les essais sur la maquette, deux mois après la pose du grillage, le vieillissement de ce dernier avait modifié le gradient. On trouva alors :

$$\kappa = 0,235$$

Après une interruption nécessitée par l'adaptation de la seconde fusée sur la maquette, une nouvelle vérification donna :

$$\kappa = 0,230$$

Les résultats sont donnés, en coordonnées logarithmiques, par la planche I.

2) Avec grillage et butte

L'introduction de la butte entraîne deux effets sur l'écoulement :

a) un effet bouchon global faussant légèrement la référence vitesse;

On l'a étudié comme suit :

En prenant comme référence l'antenne de la chambre C_1 , on a taré, avec et sans butte, les anémomètres à cylindre.

La planche II présente la comparaison des 2 tarages. On voit que la butte produit tout au plus, toutes choses égales, un accroissement de 1,8 % sur la pression dynamique de la chambre C_2 , soit 1 % environ sur la vitesse. En fait cette évaluation est très grossière, l'effet étant de l'ordre de grandeur des erreurs de mesure. Il est toutefois assez net dans la zone d'utilisation ($q \approx 100$ mm eau) pour justifier sa correction éventuelle.

b) Effet local sur le gradient :

L'antenne de sondage a été placée successivement en 9 points échelonnés à partir du sommet de la butte de 25 en 25 cm. sur toute la hauteur du cercle balayé. Les résultats sont représentés Planche III en coordonnées logarithmiques. La correction envisagée ci-dessus a été faite.

On remarque que la vitesse au sommet de la veine est moindre en présence de la butte, ce qui est normal puisque la veine est limitée et qu'en prenant pour référence la chambre C_1 on opère à débit quasiment constant.

Il n'en est pas de même en plein air ou au contraire la condition serait l'égalité des vitesses loin au-dessus de la butte. Les essais comparatifs ultérieurs devront donc être corrigés sur cette base.

3) Exploration du gradient en présence du déflecteur

Comme on l'a vu au § B des buts des essais, ce dispositif a pour but de réaliser un gradient vertical de direction. On pensait tout d'abord obtenir une incidence d'une dizaine de degrés sur l'horizontale, dans l'axe de l'hélice.

Mais, étant données les dimensions de la veine, on n'a pas pu, sous peine de dépenses considérables, réaliser un profil d'aile hypersustentateur.

On s'est donc contenté d'utiliser comme déflecteur une partie des panneaux verticaux décrits p. 15.

A priori on ne pouvait obtenir qu'une faible incidence, mais pour se placer dans les conditions les plus favorables on a construit, à peu de frais, une réduction de l'aile à une échelle voisine de 1/2 qui fut placée dans la chambre C_1 dans le but de déterminer sa position dans la veine, son incidence et le braquage du volet. Les incidences étaient mesurées assez grossièrement à hauteur du disque balayé par des visualisations à l'aide de fils de laine : Les angles les plus grands furent trouvés lorsqu'il commençait à se produire un décollement au volet.

Le déflecteur grandeur fut alors mis en place à la suite de ces essais et les résultats trouvés vérifiés par émission de fumées.

Ensuite, on a exploré le gradient comme au § 1, le plan de sondage passant tout près du bord de fuite du volet. A hauteur de ce dernier, les points de mesure ont été multipliés pour évaluer l'importance du sillage. Les résultats sont donnés Planche IV en coordonnées logarithmiques, les angles d'incidence obtenus sont indiqués au centre, au point haut, et au point bas du disque balayé.

B - Essais de la maquette

Les essais aérodynamiques ont été précédés d'une série d'essais préliminaires destinés à vérifier l'équilibrage de la roue et le fonctionnement de la balance.

L'hélice a été équilibrée statiquement à la fabrication; un équilibrage dynamique a paru superflu étant donnée l'identité rigoureuse de trois pales prélevées dans du métal radiographié.

Malheureusement, les pales ayant été taillées tête-bêche, par paires, dans des billettes d'AU 4 G I, une des trois pales montées sur le moyeu n'a pas travaillé comme les deux autres et a pris en bout une flèche différentielle de 2,7 mm dans le sens d'une diminution du dièdre, ce qui a donné à la roue un balourd dynamique important excitant des vibrations dans la balance.

A partir de 1400 tr/mn environ, les périodes des balances de moments de tangage et de girouette s'égalisaient. Les deux vibrations étant en quadrature et d'amplitude comparable, l'axe de la roue décrivait dans l'espace un cône à base elliptique, de faible excentricité, d'une ouverture totale de plusieurs degrés.

Ce phénomène se produisait à raison de 2 cycles par seconde environ, dans le sens du mouvement de rotation. Bien qu'il n'ait pas provoqué de rupture, il n'a pas paru tolérable, et, dans l'impossibilité de redresser la pale, on a équilibré dynamiquement la roue au moyen de masselottes de plomb logées dans les trous prévus dans le moyeu.

En outre la sensibilité de la balance dépassant de loin les besoins sur certaines composantes, on a changé différentes lames de mesure pour augmenter la rigidité du système.

Pour la même raison, certaines pièces, exécutées en AU 4 G (anneaux de suspente AV et AR, barre de poussée latérale, étriers de poussée latérale, suspente de poussée latérale) ont été remplacées par des pièces identiques en acier.

Après ces modifications, il ne subsista plus que des vibrations tolérables et sans caractère particulier, et l'on a pu procéder aux essais proprement dits.

Toutefois, si le comportement de l'hélice était correct, il subsistait encore des pulsations dans le carénage du pivot, imputables à la discontinuité des vitesses induites au moment où chaque pale traversait le plan XOZ.

La visualisation montrait clairement l'insuffisance de la garde entre le bord de fuite du carénage du pivot et l'aire balayée. Une série d'essais a été néanmoins exécutée dans ces conditions, mais on a profité d'une interruption pour remplacer la fusée par la fusée longue avec laquelle l'écoulement était acceptable.

Des vibrations anormales ont été ensuite constatées lorsqu'on a essayé de faire tourner l'hélice sans aucun carénage aval. Elles étaient manifestement imputables à des échappements sporadiques de gros tourbillons à l'AR de la nacelle. Elles étaient supprimées par le montage de n'importe lequel des deux carénages envisagés.

Enfin, pour des valeurs de j de l'ordre de 60° , le sillage du pivot et de son carénage provoquait le décollement des pales à leur passage, et les deux autres pales n'étant pas décollées, il en résultait des oscillations inquiétantes.

Chacun des essais comporte une série de mesures effectuées dans les conditions indiquées p. 16 et est caractérisé par les configurations de la maquette et de l'écoulement. Les symboles adoptés pour la représentation de ces configurations sont donnés par la Planche V.

Le tableau récapitulatif des essais est donné Planche VI.

Lorsque 2 vitesses de référence sont indiquées, la plus basse correspond à ω , la plus haute à Ω et Ω .

1) Etude des autorotations

La roue étant libérée, on mesure les valeurs de la vitesse angulaire d'autorotation pour des vitesses V comprises dans les limites de stabilité de la soufflerie c'est-à-dire entre 3 et 10 m/s.

On a vérifié préalablement que les frottements parasites sont pratiquement négligeables.

Pour les faibles calages, la limite supérieure a été abaissée pour éviter d'atteindre des vitesses angulaires excessives. Bien que le calage $\alpha = 0$ ait été d'ores et déjà adopté pour l'aérogénérateur expérimental, on a répété ces mesures pour différents calages compris entre $\alpha = 0$ et $\alpha = + 12^\circ$.

Une seconde série a été effectuée avec les mêmes valeurs de α et en présence de la butte entourant le support provisoire. La correction d'effet bouchon exposée p. 18 n'a pas été faite.

Les Planches VII A et VII B représentent, pour chaque calage, la variation du paramètre de fonctionnement à l'autorotation pour diverses valeurs de V .

2) Mesures des j composantes

On trouvera Planches VIII A et VIII B un exemple d'enregistrement, sous la forme de reproduction en grandeur des deux bandes relatives à un essai. L'élongation des différents spots est lue entre la droite qui joint le zéro initial et le zéro final, et celle qui interpole au mieux la courbe enregistrés.

On voit que c'est seulement pour les moments de tangage et de girouette que l'opération est rendue délicate par les oscillations, dont on remarque la similitude sur les deux courbes.

Malheureusement la faible vitesse de déroulement et la dualité des bandes ne permet guère d'estimer le déphasage.

Les planches IX à XLIII représentent la variation des coefficients définis page 17.

Chaque essai comporte deux planches :

- sur la planche A sont représentés C_H , C_F , C_G , ainsi que η lorsque $j = 0$
- sur la Planche B sont représentés C_X et C_Y

On a pu constater (Pl VIII B) que, bien que l'angle de dérive soit nul, le moment de girouette ne l'est pas, comme l'analyse du paragraphe II,2

(p. 2.3.4) le laissait prévoir. Trois essais (Pl. XXIII, XXXII, XXXVII) ont été faits avec la configuration J c'est-à-dire en girouette libre.

Ces essais ont montré que l'angle de dérive j dépend de $\frac{\omega R}{V}$ ce qui s'explique par la modulation d'incidence sur les pales due au gradient (cf remarque p.4).

D'autre part, l'angle d'équilibre est d'environ -13° dans la zone d'utilisation (voisinage du couple maxi) ce qui a amené à faire un essai avec girouette bloquée à -13° (Pl. XXIV).

Dans les planches marquées np les C_X correspondent aux poussées axiales brutes mesurées par la balance : elles comprennent la poussée axiale des pales et la différence des pressions intérieure et extérieure des carénages tournants, lesquels sont seuls pesés. Dans les planches marquées p, les C_X correspondent à la poussée axiale totale de l'hélice éolienne, de la nacelle et de la partie carénée du pivot.

Les parties en pointillé des courbes sont interpolées d'après l'allure générale de chaque famille, tracée à cet effet sur un même diagramme (non reproduit ici).

On n'a pas pu obtenir de points expérimentaux dans ces deux zones : Celle où $\frac{\omega R}{V}$ est compris entre 3 et 6 correspond au régime instable de l'aéromoteur, que l'on n'a pas pu compenser par les caractéristiques électriques en raison des performances exceptionnelles demandées à la dynamo.

Pour $11 < \frac{\omega R}{V} < 13$, on est limité par la vitesse d'emballement admissible de la dynamo.

De toute façon les points obtenus dans la première zone ne seraient pas représentatifs de l'aéromoteur réel, parce que, dans cette zone, l'effet Reynolds est considérable.

D'autre part, la seconde zone n'est pas utilisée en pratique et d'ailleurs l'interpolation y est aisée comme on peut s'en rendre compte à l'examen des courbes, grâce à la connaissance du point d'autorotation.