

060 962

BULLETIN
MENSUEL
DE LA
SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE
DU NORD DE LA FRANCE

paraissant le 15 de chaque mois.

38^e ANNÉE.

N^o 161. — OCTOBRE 1910.

=====
SIÈGE DE LA SOCIÉTÉ :

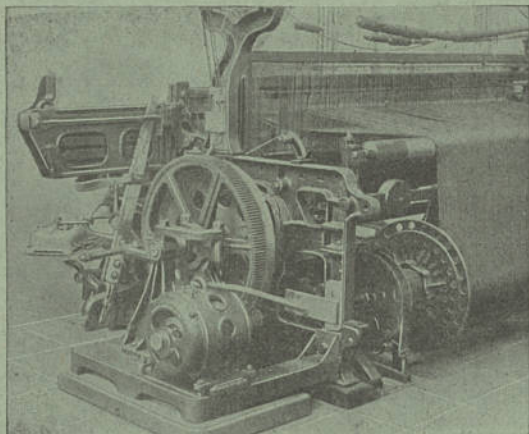
LILLE, rue de l'Hôpital-Militaire, 116, LILLE
=====

LILLE
IMPRIMERIE L. DANIEL
1910

La Société Industrielle prie MM. les Directeurs d'ouvrages périodiques, qui font des emprunts à son Bulletin, de vouloir bien en indiquer l'origine.

FABIUS HENRION NANCY

Génératrices et Moteurs
à Courant Continu et à Courants Alternatifs.



Moteurs spéciaux pour Filatures et Tissages.

INSTALLATIONS COMPLÈTES

de Stations centrales et Réseaux de distribution d'éclairage
et de Transport de force dans les Usines et les Mines.

APPAREILLAGE
TRANSFORMATEURS

LAMPES A ARC

CHARBONS A LUMIÈRE

LAMPES A INCANDESCENCE

LAMPE **OSMINE**

BALAIS POUR DYNAMOS

FILS ET CABLES.

PICARD

INGÉNIEUR E. C. P.

97, Rue Saint-Lazare

PARIS

SE CHARGE DE TOUTES LES
FORMALITÉS pour la PRISE DES

Brevets d'Invention

Envoi gratis du Livret-Guide 18

D'ESPINE, ACHARD & C^{IE}

INGÉNIEURS-CONSTRUCTEURS

Société en Commandite par actions au capital de 500.000 francs
52, Quai de la Marne, PARIS (19^e)

MACHINES A SCIER & TRAVAILLER LE BOIS

Scieries verticales, Circulaires et à Ruban
Machines à trancher — Raboteuses — Parqueteuses — Moulurières
Toutes Machines pour Menuiserie mécanique
Cloueuse-Agrafeuse pour Boîtes en Bois, etc.
(Envoi sur demande du Nouvel Album)

COMPTEURS D'EAU SYSTÈME SCHMID

POUR

ALIMENTATION DE CHAUDIÈRES

NOMBREUSES RÉFÉRENCES (Plus de 3.000 Compteurs Schmid en fonctionnement)
Seul appareil permettant de mesurer la vaporisation des chaudières
(Demander le Prospectus-Tarif)

COURROIES MÉTALLIQUES pour TRANSPORTEURS

TUYAUX RACCORDS FLEXIBLES A BLINDAGE MÉTALLIQUE

pour conduites mobiles de refoulement des pompes et dragues
(Demander le Prospectus spécial)

CAMIONS AUTOMOBILES D. A. C.

pour charges utiles de 3, 4 et 5 tonnes.

CHASSIS D'OMNIBUS AUTOMOBILES

CAMIONS-TOMBÉREUX ET TRACTEURS

Demander le catalogue et la notice sur le camionnage automobile.

4

DYNAMOMÈTRES A. W.

Brevetés S. G. D. G.

Dynamomètres de Transmission

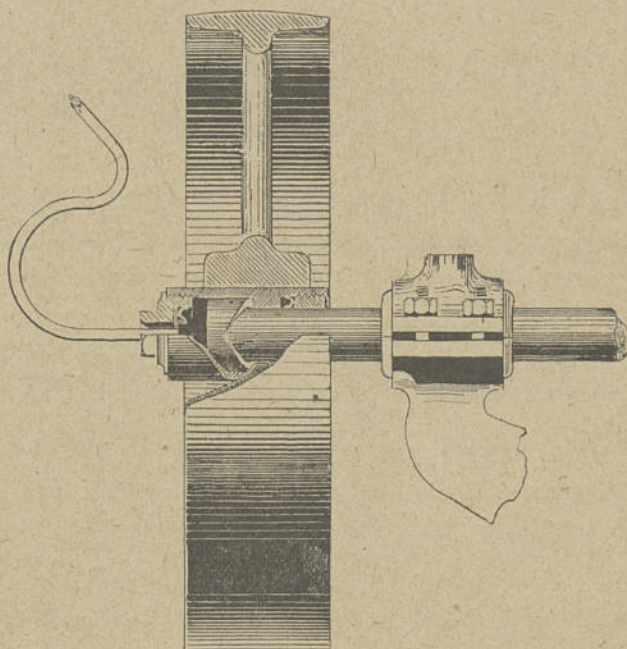
POUR TOUTES

MESURES DYNAMOMÉTRIQUES

L'ESSAI DES MOTEURS

*est beaucoup plus simple avec l'appareil A. W.
qu'avec les freins d'absorption.*

COMPTEURS-ENREGISTREURS
d'énergie mécanique.



CONTROLÉ PERMANENT
de la puissance absorbée par chaque machine
à chaque instant.

L'appareil A.W. est indispensable et unique pour
l'essai de toutes les

MACHINES CONSOMMANT L'ÉNERGIE MÉCANIQUE

SIMPLICITÉ. - ROBUSTESSE. - PRÉCISION.

Demander la Notice et tous renseignements à
M. ANDRÉ WALLON, INGÉNIEUR DES ARTS ET MANUFACTURES A LILLE
110-116, Rue de l'Hôpital-Militaire :: TÉLÉPHONE 64

Atelier de Constructions Mécaniques

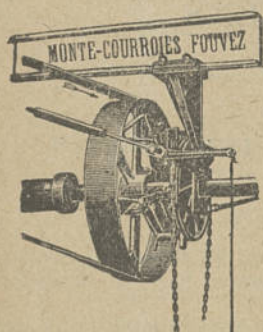
AUGUSTIN FOUVEZ

151, Rue de Tourcoing et 7, Rue Darbo

ROUBAIX (Nord)

Spécialités : *Appareils monte-courroies "FOUVEZ" B^{lé} S.G.D.G.*

(4.000 Applications)



AVANTAGES :

- 1° Pour son fonctionnement des jeunes gens de 16 ans peuvent facilement descendre ou remonter une courroie de 150 millimètres.
- 2° L'appareil ne demande **aucun entretien** et peut être manœuvré par des gens non initiés.
- 3° Il peut être employé pour des poulies de **différents diamètres**.
- 4° Il peut être usagé à tout autre endroit que celui désigné, car il est toujours construit pour tous les sens de rotation.
- 5° **Il supprime tous les accidents et les dangers** qu'occasionnent la descente et la mise à la main des courroies sur les poulies.

Association des Industriels de France, Paris, 1903, Concours international d'Appareils monte-courroies: la plus haute récompense avec prime de 200 francs; *Société industrielle de Lille*: *Médaille d'Argent*. — *Exposition internationale de Tourcoing 1906*: *Médaille de Vermeil*. — *Exposition internationale d'Appareils préventifs, Buda-Pesth, 1907*: *Médaille d'Or de l'Etat*.

MÉTIERS CONTINUS A RETORDRE pour les gros et fins numéros, à côtés indépendants et vitesse variable. — Commande de broches par engrenages, donnant le maximum de régularité de torsion.

DOUBLEUSES-ASSEMBLEUSES à fils croisés et casse-fils, pour assembler de 2 à 12 bouts.

POMPES ROTATIVES à évacuation latérale. Grand débit, petite vitesse.

Engrenages et Pignons de broches pour renvideurs et continus

CURSEURS ET ANNEAUX EN MAGASIN — PIÈCES DÉTACHÉES POUR FILATURES

MAISON FONDÉE EN 1847

CONSTRUCTION SPÉCIALE
D'APPAREILS DE SURETÉ
Pour Chaudières à Vapeur

LES SUCCESSEURS DE
LETHUILLIER - PINEL
INGÉNIEURS-MECANICIENS
ROUEN

Adresse Télégraphique : **LETHUILLIER-PINEL ROUEN**
Téléphone 20.71.

INDICATEURS MAGNÉTIQUES du niveau de l'eau :

1° VERTICAUX ;

2° HORIZONTALAUX avec cadran circulaire ramené à l'avant du générateur.

SOUPAPES DE SURETÉ chargées par ressorts pour chaudières marines et locomotives.

VALVES, ROBINETS A SOUPE pour vapeur.

CLAPETS AUTOMATIQUES D'ARRÊT fonte et acier moulé, pour conduites de vapeur.

CLAPETS DE RETENUE d'alimentation.

NIVEAUX D'EAU perfectionnés.

EXTRACTEURS de vapeur condensée.

MANOMÈTRES et INDICATEURS du vide.

SIFFLETS d'APPEL, INJECTEURS.

SOUPAPES DE SURETÉ à échappement progressif, à dégagement libre et à dégagement latéral.

ROBINETS A SOUPE SPÉCIAUX combinés avec clapets automatiques d'arrêt.

RÉGULATEURS automatique du niveau de l'eau.

SOUPAPES de SURETÉ dites de RETOUR d'EAU pour conduites d'alimentation.

ROBINETS VANNES à passage direct.

ROBINETS à garniture d'amiante.

DÉTENDEURS de VAPEUR.

Indicateurs Dynamométriques.

Élévateurs. Réchauffeurs.

Bouchons Fusibles.

Paratonnerres.

Robinetterie.

ROBINETS et VALVES en ACIER MOULÉ pour toutes pressions

ROBINETTERIE SPÉCIALE POUR VAPEUR SURCHAUFFÉE

ENVOI FRANCO DU CATALOGUE SUR DEMANDE

Représentant pour le NORD :
A. GAUCHET, Ingénieur, 27, rue Brûle-Maison, LILLE

Adresse Télégraphique : **GAUCHET, Ingénieur, LILLE**
Téléphone 9.52

SOMMAIRE DU BULLETIN N° 161.

	Pages.
1 ^{re} PARTIE. — TRAVAUX DE LA SOCIÉTÉ :	
Assemblées générales mensuelles (Procès-verbaux).....	651
2 ^e PARTIE. — TRAVAUX DES COMITÉS :	
Comité du Génie Civil, des Arts mécaniques et de la Construction.	654
Comité de la Filature et du Tissage.....	655
Comité des Arts chimiques et agronomiques.....	655
Comité du Commerce, de la Banque et de l'Utilité publique.....	657
3 ^e PARTIE. — TRAVAUX DES MEMBRES :	
A. — <i>Analyses</i> :	
M. CAU. — Banques d'exportation.....	652-657
M. MOHLER. — Un nouveau procédé d'épuration des eaux.....	652-656
M. CHARRIER.—Un appareil pour la mesure des coefficients d'isolement des calorifuges.....	654
M. BOULEZ. — Sur deux nouveaux procédés industriels.....	655
B. — <i>In extenso</i> :	
M. SÉE. — L'aviation et ses lois expérimentales-(suite).	
Chapitre V.....	659
Chapitre VI.....	715
4 ^e PARTIE. — DOCUMENTS DIVERS :	
Bibliographie.....	735
Bibliothèque.....	751
Supplément à la liste générale des membres.....	755

SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE

du Nord de la France

Déclarée d'utilité publique par décret du 12 août 1874.



BULLETIN MENSUEL

N° 161

—
38° ANNÉE. — OCTOBRE 1910.
—

PREMIÈRE PARTIE

TRAVAUX DE LA SOCIÉTÉ

Assemblée générale du 1^{er} juillet 1910.

Présidence de M. BIGO-DANEL, Président.

Le procès-verbal de la dernière séance est adopté.

Excusés. MM. BOULEZ, CHARPENTIER, CHARRIER, COTTÉ s'excusent de ne pouvoir assister à la réunion.

Correspondance. La correspondance comprend une demande de l'*Union française de la Jeunesse* qui sollicite 3 médailles d'argent.

M. LE PRÉSIDENT rappelle que ces médailles sont accordées chaque année, et l'Assemblée en renouvelle l'attribution à l'unanimité ; M. le Président donne également connaissance de circulaires de la *Technique Moderne* et de la *Revue Noire*.

Pli cacheté. Un pli cacheté a été déposé par M. Gruson sous le numéro 590.

Excursion. M. LE PRÉSIDENT annonce qu'une visite est organisée pour le vendredi 8 juillet à la Brasserie Coopérative *La Lilloise* et invite les membres qui désirent y participer à se faire inscrire au Secrétariat.

Tirage au sort d'obligations. Il est procédé au tirage de 7 obligations qui seront remboursées aux détenteurs ; les numéros sortis sont : 222, 31, 21, 318, 233, 254, 269.

Communications M. CAU Banques d'exportation. M. CAU représente la situation du commerce français, qui ne trouve pas l'appui suffisant pour l'exportation auprès de nos grands établissements de crédit ; aussi l'exportation chez nous, se limite-t-elle aux affaires traitées avec de gros commissionnaires d'Allemagne, de Hollande ou d'autres pays voisins, et qui sont les véritables exportateurs de nos produits.

M. CAU examine la situation bien différente qui est faite à ceux-ci par l'existence de banques d'exportation.

Il expose le système établi en Angleterre, où le banquier encaisse les traites sur l'étranger, et le système Allemand qui ressemble plutôt à l'avance sur titres.

Il recherche ce qu'on pourrait faire en France et indique que l'appui de la Banque de France serait nécessaire pour encourager et soutenir les initiatives privées.

M. LE PRÉSIDENT remercie M. CAU qui a bien fait de signaler le mal dont souffre notre commerce, car il est bien réel que nos établissements financiers ne lui prêtent aucun concours.

M. MOHLER Un nouveau procédé d'épuration des eaux. M MOHLER indique un nouveau procédé des plus curieux, pour l'épuration des eaux, qui permet d'obtenir pour celles-ci un degré rigoureusement nul.

Ce procédé recourt à un silicate double de soude et d'alumine nommé permutite. L'eau étant mise en contact avec lui, lui

laisse sa chaux en lui prenant sa soude. La permutite est ensuite régénérée avec du sel marin.

L'avenir révélera la valeur économique de ce procédé : il semble que le prix du sel marin l'empêche de lutter avec l'épuration à la chaux ; cependant ce procédé pourra fonctionner économiquement si on l'utilise à parfaire le travail de l'épurateur à chaux.

M. LE PRÉSIDENT remercie vivement M. MOHLER de cette communication relative à une question capitale pour l'industrie.

M. LENGRAND est élu membre ordinaire à l'unanimité.

DEUXIÈME PARTIE.

TRAVAUX DES COMITÉS.

Comité du Génie civil, des Arts mécaniques
et de la Construction.

Séance du 14 juin 1910.

Présidence de M. CHARRIER, Président.

Le procès-verbal de la dernière réunion est adopté.

MM. COTTÉ et KESTNER, s'excusent de ne pouvoir assister à la séance.

M. CHARRIER décrit un appareil destiné à la mesure du coefficient d'isolement des calorifuges ; il indique comment on opère sur une tranche de la matière à étudier, et comment l'appareil est combiné pour éliminer l'influence des abouts. La quantité de calories transmises à travers la couche étudiée s'évalue par un poids de glace fondue.

Le Comité remercie son Président de son intéressante communication et le prie de la faire en Assemblée générale.

Divers membres pensent que cet appareil sera fort utile pour l'étude des calorifuges, car il n'existe encore aucune donnée précise sur la valeur relative de ceux qu'on emploie ordinairement.

Comité de la Filature et du Tissage.

Séance du 31 mai 1910.

Présidence de M. ANTOINE SCRIVE-LOYER, Président.

Le procès-verbal de la dernière séance est adopté.

MM. ARQUEMBOURG, LE BLAN, CRÉPY, NEU s'excusent de ne pouvoir assister à la réunion.

La correspondance comprend une offre de M. Grau qui propose de soumettre à la Société des échantillons d'une nouvelle fibre textile : bon accueil sera fait à son envoi ; une lettre de M. Badin qui communique des renseignements relatifs à la filature du lin et du jute.

M. LE PRÉSIDENT communique le programme proposé par M. NEU pour une étude méthodique des questions relatives à l'humidification.

M. NEU serait disposé à préparer cette étude pour la rentrée d'Octobre.

Le Comité est très favorable à cette proposition.

Sur le détail du programme, M. BOCQUET fait quelques observations tendant à retrancher du plan proposé les chapitres concernant l'hygiène et la législation comme ne rentrant point dans le cadre que le Comité s'est fixé.

Ces modifications seront communiquées à M. NEU qui sera prié de vouloir bien entreprendre l'étude en question.

Comité des Arts chimiques et agronomiques.

Séance du 15 juin 1910.

Présidence de M. LEMAIRE, Président.

Le procès-verbal de la dernière séance est adopté.

M. LESCOEUR s'excuse de ne pouvoir assister à la réunion.

M. BOULEZ communique un procédé de fabrication de la

céruse qui vient de paraître : au lieu de triturer dans l'acétate de plomb concentré, comme on l'avait déjà proposé, le sel de plomb, précipité par le carbonate et le bicarbonate de soude, on prend du carbonate de plomb obtenu d'une façon quelconque, et on le triture avec de l'oxyde de plomb et une trace seulement d'acétate de plomb, celui-ci agit alors comme catalyseur ; on obtient ainsi une céruse beaucoup plus basique, couvrant très bien. Le procédé est rapide et peu coûteux.

M. BOULEZ mentionne également un nouveau procédé de saponification où la soude est remplacée par de l'ammoniac.

Cette saponification a été étudiée autrefois par M. VIOLETTE et par M. BUISINE : si on parvenait à la mettre au point, elle présenterait de très grands avantages : ce serait le procédé Solvay appliqué à la fabrication des savons.

M. LE PRÉSIDENT remercie M. BOULEZ de ses communications et le prie de les faire en Assemblée générale.

M. MOHLER signale un nouveau procédé d'épuration des eaux basé sur l'emploi d'un silicate double d'alumine et de soude, nommé permutite : ce corps échange sa soude contre la chaux et la magnésie de l'eau à épurer : la permutite est ensuite régénérée au contact de sel marin.

La dépense est de 45 grammes de sel marin par mètre cube d'eau épurée et par degré. L'appareil ne demande pas de surveillance.

Le procédé est applicable au déferrage : pour cela il faut employer la permutite de manganèse.

M. DECLERQ pense que ce procédé fort intéressant ne peut pas remplacer l'épuration à la soude, il serait très bon pour le compléter dans le cas où il est nécessaire d'avoir le degré 0, pour les teinturiers par exemple.

Peut-être pourrait-on régénérer le sel marin directement avec du carbonate de soude.

M. DECLERQ suppose que c'est une réaction analogue à celle de ce procédé d'épuration qui se passe pour les eaux souter-

raines ; on constate en effet dans les forages de la région, que la qualité de l'eau diminue à mesure qu'elle s'écoule : par exemple elle a pu monter de 8° à 18° ce qui semblerait montrer que le sel épurateur sur lequel elle passe, s'épuise.

M. ROLANTS fait remarquer que les silicates se décomposent toujours dans l'eau.

Le procédé comporterait donc une légère consommation de permutite.

M. LE PRÉSIDENT remercie M. MOHLER de sa communication, laquelle intéressera vivement l'Assemblée générale.

**Comité du Commerce, de la Banque
et de l'Utilité publique.**

Séance du 9 juin 1910.

Présidence de M. GODIN, Secrétaire.

Le procès-verbal de la dernière réunion est adopté.

La correspondance comprend une lettre de M. DARRAS, annonçant l'envoi d'un traité de comptabilité, pour lequel il demande l'examen du Comité.

M. CAU expose l'organisation des banques d'exportation qui fonctionnent chez nos voisins, et qui favorisent leur commerce extérieur, alors que le nôtre ne trouve aucun concours auprès des établissements de crédit. Aussi les Français ne connaissent-ils que les marchés voisins comme Anvers, Hambourg, Londres, où ils trouvent des acheteurs qui exportent au loin.

Les banques d'exportation peuvent se substituer à leurs clients, et faire au loin les opérations que comporte l'exportation.

Elles font également sur les traites des crédits qui peuvent être de 70, 80, 90 % de leur valeur.

Un autre avantage est de garantir leurs clients contre les risques du change.

M. CAU explique comment les Allemands ont pénétré sur les marchés extérieurs par la création de leurs établissements de crédit, qui forment un réseau très développé, et pourquoi ils n'ont pas cherché à implanter leurs firmes, là où le crédit était déjà organisé.

Il examine ensuite comment on pourrait donner à la France une organisation qui lui permette d'étendre son commerce extérieur.

Il faudrait que la Banque de France prête son concours, et prenne en dépôt le papier des banques créées pour l'exportation de façon à leur prêter un appui solide.

M. LE PRÉSIDENT remercie M. CAU de sa très intéressante étude. Si les Français montrent une grande prudence dans leurs opérations commerciales, n'est-ce pas cette prudence qui a fait leur richesse ?

Et les Allemands n'auront-ils pas à se repentir de leur audace.

M. LE PRÉSIDENT prie M. CAU de présenter son étude à l'Assemblée générale.

TROISIÈME PARTIE.

TRAVAUX DES MEMBRES

L'AVIATION ET SES LOIS EXPÉRIMENTALES

(Suite)

Par M. ALEXANDRE SÉE,
ancien élève de l'École Polytechnique.

CHAPITRE V.

THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

Nature du problème. — Qualité sustentatrice. — Equations d'équilibre en marche horizontale. — Vitesse minima de sustentation. — Vitesse de moindre traction. — Vitesse de moindre puissance. — Vitesses extrêmes réalisables avec une puissance utile donnée. — Vitesse de moindre travail. — Influence de l'altitude. — Montée et descente. — Cas de l'aéroplane sans moteur. — Maximum de poids utile enlevé. — Familles d'aéroplanes semblables. — Minimum de puissance permettant d'enlever un poids utile donné. — Influence de l'inclinaison de l'axe de l'hélice. — La bicyclette aérienne est-elle possible ?

La théorie de l'aéroplane doit envisager deux problèmes distincts. Dans le premier, qui est le plus général, on cherche les relations qui lient les diverses données : poids, surface, angle d'attaque,

vitesse, force tractive, puissance motrice, sans se préoccuper de la façon dont la force motrice est produite. On admet que la puissance et la force tractive peuvent varier indépendamment l'une de l'autre, la même puissance motrice pouvant, à volonté, produire une grande force avec une faible vitesse, ou une petite force avec une grande vitesse. On constate que, quand la puissance motrice est plus grande qu'un certain minimum, le vol est possible à diverses allures.

Ces considérations ne peuvent s'appliquer qu'à un aéroplane dont la partie motrice n'est pas encore mise en place ; elles permettent de calculer à l'avance les données d'un aéroplane, et, étant donné la puissance disponible, de déterminer les diverses possibilités que cette puissance motrice permet de réaliser. Mais pour chacune de ces possibilités on devra aussi calculer la force tractive, et choisir un propulseur approprié à cette force, propulseur qui ne restera pas le même dans tous les cas.

Le problème est tout différent lorsque l'aéroplane est construit, et muni d'un moteur et d'un propulseur déterminés.

La puissance et la force tractive ne sont plus indépendantes ; elles sont assujetties à certaines conditions inhérentes au fonctionnement des moteurs à explosion et des hélices aériennes qu'on utilise en pratique. La puissance normale du moteur ne s'obtient que pour une certaine valeur fixe de la force tractive, et pour une certaine vitesse angulaire ; on ne peut pas modifier cette force et cette vitesse sans diminuer la puissance disponible ; le champ des possibilités est donc plus restreint que dans le premier cas.

Nous croyons qu'il y a avantage, pour la facile compréhension de la théorie, à ne pas commencer par établir des équations très générales et très complètes, très complexes aussi, dont on déduit ensuite des cas particuliers plus simples.

Nous préférons commencer par une théorie relativement simple et élémentaire, suffisante pour donner une idée de la question ; nous généraliserons ensuite en complétant les données et en envisageant des cas plus complexes.

Disons d'abord quelques mots de la manière dont la question sera

abordée. Dans ce qui va suivre, nous n'envisagerons que le mouvement d'un aéroplane en régime établi, dans lequel les diverses forces appliquées se font équilibre, et dont le centre de gravité a un mouvement rectiligne et uniforme.

Grâce à l'existence d'un plan de symétrie, dans lequel sont situées les résultantes des forces ainsi que la trajectoire du centre de gravité, les équations d'équilibre se réduisent à trois : deux pour exprimer que la somme des projections des forces est nulle, et une pour exprimer que la somme des moments par rapport à un point quelconque est nulle. Encore cette dernière équation, qui exprime ce que l'on appelle l'équilibre longitudinal, sera-t-elle mise de côté pour le moment, la question de l'équilibre longitudinal devant plutôt être traitée en même temps que la question de stabilité.

En somme nos équations se réduiront donc à deux : nous nous bornons à la *recherche du mouvement du centre de gravité dans un aéroplane en équilibre.*

QUALITÉ SUSTENTATRICE.

Définissons d'abord ce que le Colonel Renard a appelé *qualité sustentatrice* d'une surface. Cette définition résulte de la comparaison de la surface avec un sustentateur-type, constitué par un plan mince carré orthogonal, qui, pour maintenir en l'air le même poids, dépenserait le même travail.

Soit S la surface considérée, qui supporte un poids P en dépensant un certain travail T par seconde ; soit Σ la surface du sustentateur carré orthogonal qui absorberait le même travail ; la qualité sustentatrice q de la surface S est par définition le rapport $\frac{\Sigma}{S}$:

$$q = \frac{\Sigma}{S}$$

Considérons d'abord un sustentateur S orthogonal. Soit V la vitesse de refoulement, on a :

$$P = KSV^2$$

K étant le coefficient de résistance applicable à la surface. Le travail T par seconde a pour expression :

$$T = PV = KSV^3$$

Remarquons que l'on a :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{K^2 S^2 V^6}{K^3 S^3 V^6} = \frac{1}{KS}$$

La quantité $\frac{T^2}{P^3}$ est donc une constante pour la surface considérée.

Pour le sustentateur-type composé d'un plan mince carré, pour lequel le coefficient de résistance est φ , quantité connue égale à 0,08, on a de même :

$$\begin{aligned} P &= \varphi \Sigma V^2 \\ T &= \varphi \Sigma V^3 \\ \frac{T^2}{P^3} &= \frac{1}{\varphi \Sigma} \end{aligned}$$

On a donc :

$$\frac{1}{KS} = \frac{1}{\varphi \Sigma}$$

d'où :

$$\frac{K}{\varphi} = \frac{\Sigma}{S} = q$$

La qualité est donc égale au rapport des coefficients $\frac{K}{\varphi}$.

Si on remplace K par φq dans l'expression de $\frac{T^2}{P^3}$, il vient :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S} \quad (15)$$

Cette équation montre que le carré du travail nécessaire pour soulever un poids P avec la surface S varie en raison inverse de la qualité φ .

Il y a donc avantage à augmenter la qualité pour diminuer le travail ; la qualité est la mesure de la valeur de la surface comme sustentateur.

Voyons ce que devient la qualité sustentatrice dans le cas de l'attaque oblique, c'est-à-dire pour un aéroplane. On appelle encore *qualité sustentatrice* le rapport entre la surface Σ d'un plan carré qui donne la sustentation orthogonale avec le même travail, et la surface S . Si la surface S se déplace horizontalement sous un petit angle d'attaque i , les composantes H et F de la réaction suivant la verticale et l'horizontale peuvent s'écrire :

$$\begin{aligned} H &= hSV^2 = P \\ F &= fSV^2 \end{aligned}$$

h et f étant des coefficients qui dépendent de la forme du sustentateur et de l'angle d'attaque. On a pour le travail :

$$T = FV$$

Formons l'expression $\frac{T^2}{P^3}$:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{f^2 S^2 V^6}{h^3 S^3 V^6} = \frac{1}{S} \frac{f^2}{h^3}$$

On a donc :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{S} \frac{f^2}{h^3} = \frac{1}{\varphi \Sigma}$$

d'où :

$$\frac{1}{\varphi} \frac{h^3}{f^2} = \frac{\Sigma}{S} = q$$

La qualité sustentatrice est proportionnelle au rapport $\frac{h^3}{f^2}$. Par suite le travail nécessaire à la sustentation est inversement proportionnel au rapport $\frac{h^3}{f^2}$. C'est donc ce rapport $\frac{h^3}{f^2}$, et non le rapport $\frac{h}{f}$, dont le maximum caractérise le profil optimum.

On constate que l'on a, comme précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S} \quad (15)$$

Si, comme on l'a cru longtemps avec Newton, la réaction de l'air était normale au plan et proportionnelle au carré du sinus de l'angle d'incidence, on aurait pour les petits angles :

$$\begin{aligned} R &= KSV^2 i^2 \\ h &= Ki^2 \\ f &= Ki^3 \end{aligned}$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi} \frac{K^3 i^6}{K^2 i^6} = \frac{K}{\varphi} = \text{constante.}$$

La qualité serait constante et de même forme que pour l'attaque orthogonale. Le travail du vol serait le même dans les deux cas. Or cela est contredit par l'observation, qui nous montre que les oiseaux volent avec beaucoup moins d'effort quand ils se propulsent de manière à obtenir l'attaque oblique. En réalité, nous avons vu que la réaction de l'air est, pour les petits angles, proportionnelle à l'angle d'incidence, et qu'on peut écrire :

$$\begin{aligned} R &= KSV^2 i \\ h &= Ki \\ f &= Ki^2 r \end{aligned}$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi} \frac{K^3 i^3}{K^2 i^4 r^2} = \frac{K}{\varphi r^2} \frac{1}{i}$$

La qualité n'est donc pas une constante caractéristique de la surface ; elle est fonction de l'angle d'incidence ; elle augmente indéfiniment lorsque i tend vers zéro. Par suite, le travail nécessaire au vol peut être rendu aussi petit qu'on voudra. C'est en cela que consiste

l'avantage énorme de la sustentation oblique sur la sustentation orthogonale. Toutefois, plus l'angle d'attaque diminue, plus la vitesse doit augmenter, et avec elle le travail perdu en résistances de frottement. Il faut donc en tenir compte et traiter le problème plus complètement; nous verrons ainsi qu'il y a un certain angle d'attaque qui correspond au minimum de travail.

L'attaque oblique est donc un moyen d'augmenter la qualité. Deux autres moyens permettent de l'améliorer encore. Ce sont :

1^o L'allongement des surfaces dans le sens perpendiculaire à la marche. Nous avons vu précédemment que cet allongement augmente la réaction par unité de surface dans un rapport qui peut aller jusqu'à $\frac{5}{2}$. La qualité est augmentée dans le même rapport.

2^o La courbure des surfaces. La courbure a pour effet d'augmenter légèrement la grandeur de la réaction, et, sous certains angles d'attaque, de diminuer le rapport de la composante horizontale à la composante verticale. Ainsi, h augmente, et $\frac{h}{f}$ augmente également.

Pour cette double raison, $\frac{h^3}{f^2}$ augmente. Il en est donc de même pour la qualité.

Par suite, le travail nécessaire devient moindre (toutefois l'avantage de la courbure est très faible, beaucoup moindre qu'on ne le croit généralement).

Ce sont ces avantages de la sustentation oblique qui, joints à la suppression des mouvements alternatifs, font de l'aéroplane le sustentateur le plus économique et le moins difficile à réaliser mécaniquement.

THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

La théorie de l'aéroplane a été donnée en premier lieu par Alphonse Pénaud, en 1873, et complétée par le colonel Charles Renard. Tous deux partaient d'hypothèses très simples sur la résistance de l'air,

qu'ils considéraient comme normale à la surface sustentatrice supposée plane, et proportionnelle à l'angle d'incidence ou à son sinus. De sorte

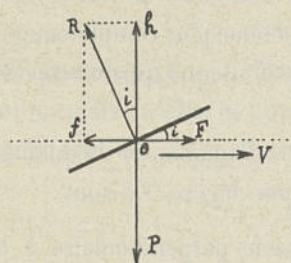


FIG. 70.
Schéma de l'aéroplane.

que si S est la surface sustentatrice qui se déplace horizontalement à la vitesse V sous l'angle d'attaque i , les deux composantes h et f de la réaction, perpendiculaire et parallèle au vent relatif, s'expriment par :

$$\begin{cases} h = R \cos i = KSV^2 \sin i \cos i \\ f = R \sin i = KSV^2 \sin^2 i \end{cases}$$

ou, comme les angles sont petits et qu'on peut assimiler le sinus à l'angle et le cosinus à l'unité :

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 i^2 \end{cases}$$

K étant, comme nous l'avons vu, un coefficient qui dépend de la forme du plan. Outre cette force normale, qui existerait seule si les frottements étaient nuls; la réaction de l'air comporte une petite composante due au frottement et à la réaction sur l'arête antérieure, composante qui s'exprime par la formule générale de la résistance de l'air :

$$f_1 = K_1 SV^2$$

ou, en posant :

$$K_1 = K b : \quad f_1 = KSV^2 b$$

b étant un coefficient qui dépend de la forme du plan, de son épaisseur et de sa matière. Nos équations deviennent donc ;

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 (i^2 + b). \end{cases}$$

Les premiers auteurs admettaient que la composante de frottement restait sensiblement la même quel que soit i , c'est-à-dire que b était

une constante. La signification du terme KSV^2b s'obtiendrait alors en faisant $i = 0$; c'est la résistance éprouvée par le plan quand il se présente par la tranche, sous une incidence nulle.

Or cette hypothèse n'est pas exacte; lorsque l'incidence augmente, l'expérience montre que la réaction de l'air, d'abord inclinée en arrière de la normale, passe en avant de la normale. Le terme KSV^2b ne reste donc pas constant; d'abord positif, il diminue et change même de signe.

Mais il y a un moyen de le laisser constant, ce qui est avantageux pour les calculs; il suffit d'affecter le terme KSV^2i^2 d'un coefficient de réduction r un peu plus petit que 1.

On a alors :

$$\begin{cases} h = KSV^2 i \\ f = KSV^2 (ri^2 + b) \end{cases} \quad (1)$$

Cette modification a été, comme nous l'avons vu plus haut, proposée en 1908 par M. Soreau.

Ainsi écrites, et b étant une constante, les formules (1) représentent à peu près la réaction de l'air sur un plan aux faibles incidences utilisées en aviation.

Nous allons donc les prendre pour point de départ de la théorie de l'aéroplane, comme première approximation.

Toutefois, elles ne sont pas absolument exactes même pour des surfaces planes, et elles ne le sont réellement pas du tout pour des surfaces arquées. Nous referons donc la théorie avec les formules (2) plus exactes indiquées page 596; nous verrons que les théorèmes conservent la même allure, mais que les résultats numériques sont différents.

Reprenons pour le moment les formules (1).

Nous admettons qu'elles s'appliquent aux surfaces de l'aéroplane à étudier. Nous admettons même qu'elles s'appliquent à un aéroplane composé, pour des raisons de stabilité, de plusieurs surfaces ayant des angles d'attaque légèrement différents. Nous allons définir dans ce cas ce qu'on appelle l'*angle d'attaque* de l'aéroplane.

Soient $K_1 S_1 i_1$, $K_2 S_2 i_2$, etc., les caractéristiques des diverses surfaces. Nous définirons la surface S de l'aéroplane par :

$$\Sigma S_n = S.$$

Posons :

$$\Sigma K_n S_n = KS$$

Cette équation définit K , coefficient de résistance applicable à l'ensemble de la surface.

Enfin posons :

$$\Sigma K_n S_n i_n = KS i$$

Cette équation définit l'angle d'attaque i de l'aéroplane. Montrons que cet angle varie de la même manière que les angles i_1, i_2 , etc. c'est-à-dire qu'il définit un plan fictif invariablement lié à l'aéroplane. Supposons en effet que l'aéroplane tourne de l'angle ε . Tous les angles i_1, i_2 , etc., augmentent de ε .

La quantité $\Sigma K_n S_n i_n$ devient :

$$\Sigma K_n S_n (i_n + \varepsilon) = \Sigma K_n S_n i_n + \Sigma K_n S_n \varepsilon$$

ou, d'après les définitions ci-dessus de K et de i :

$$S K_n S_n (i_n + \varepsilon) = KS i + KS \varepsilon = KS (i + \varepsilon)$$

On voit que l'angle i , ainsi défini, a bien augmenté lui aussi de ε . Le plan fictif est donc resté invariablement lié à l'appareil.

L'expression de h restera donc de la forme :

$$h = KSV^2 i.$$

Nous admettons que l'expression de f reste aussi de la même forme que pour un plan unique :

$$f = KSV^2 (ri^2 + b)$$

grâce au choix convenable des coefficients r et b . Cette hypothèse n'est pas rigoureuse, mais elle est du même ordre d'approximation que les formules (1).

ÉQUATIONS D'ÉQUILIBRE DE L'AÉROPLANE EN MARCHÉ HORIZONTALE.

Nous allons décrire que l'aéroplane est en équilibre sous l'action des forces qui lui sont appliquées. Ces forces sont au nombre de 4, savoir :

1° Le poids P .

2° La réaction de l'air sur les surfaces sustentatrices, réaction qui a pour composantes verticale et horizontale h et f .

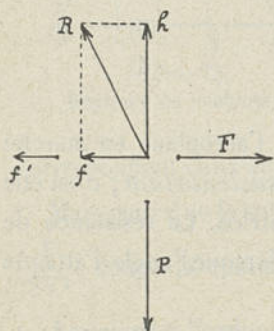


FIG. 71. — Forces appliquées à l'aéroplane.

3° La réaction f' de l'air sur les organes autres que les plans (bâti, haubans, train d'atterrissage, moteur, etc.) ;

Cette réaction entièrement nuisible, est horizontale et de la forme

$$f' = K'S'V^2$$

S' étant la surface totale que ces organes opposent à l'avancement, et K' un coefficient de résistance dépendant de leur forme ;

4° La force tractive F , que nous appellerons *traction*. On sait par expérience qu'elle est beaucoup plus petite que P . Elle n'est pas tout à fait horizontale, et sa direction n'est pas absolument constante, puisqu'elle varie avec l'angle d'attaque ; néanmoins en pratique elle ne diffère jamais beaucoup de l'horizontale, de sorte que sa projection sur la verticale est très petite et peut être négligée, ce qui revient à considérer la traction comme sensiblement horizontale.

En projetant les forces sur la verticale et sur l'horizontale, et en exprimant qu'elles se font équilibre, on obtient :

$$\begin{cases} P = h \\ F = f + f' \end{cases}$$

ou, en remplaçant h , f et f'' par leurs valeurs précédemment indiquées :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^2 + K_1SV^2 + K'SV^2 \end{cases}$$

Le terme $KSV^2 ri^2$ peut s'écrire Pri .

Le terme K_1SV^2 , étant une résistance de pénétration analogue à $K'SV^2$, peut rentrer dans ce dernier terme, qui comprendra ainsi l'ensemble de toutes les résistances de pénétration de l'appareil. D'où enfin :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i & (3) \\ F = Pri + K'SV^2 & (4) \end{cases}$$

Telles sont les équations d'équilibre de l'aéroplane en marche horizontale. Pri sera appelée *résistance de sustentation* ; c'est elle qui permet d'obtenir la composante sustentatrice. La résistance de sustentation dépend de i ; elle tend vers zéro lorsque l'angle d'attaque tend vers zéro.

$K'SV^2$ est la *résistance de pénétration* ; elle ne dépend pas de l'angle d'attaque, du moins directement ; mais comme elle est fonction de la vitesse, qui elle-même dépend de l'angle d'attaque, la résistance de pénétration varie avec l'angle d'attaque.

Nous allons déduire diverses conséquences des équations (3) et (4).

D'après (2), on voit que V^2i reste constant : le carré de la vitesse varie en raison inverse de l'angle d'attaque.

VITESSE MINIMA DE SUSTENTATION.

A chaque valeur de i correspond une valeur de la vitesse. Mais la réciproque n'est pas vraie, car si la vitesse est faible l'angle correspondant donné par la formule (3) sera grand, et on sait que pour les angles de plus de 15° la formule n'est plus valable. Il faut donc se garder de raisonner comme suit : la formule $P = KSV^2i$ montre

qu'à chaque vitesse V donnée correspond un seul angle d'attaque possible, donné par $i = \frac{P}{KSV^2}$.

Il est nécessaire de reprendre la courbe expérimentale donnant la composante verticale de la réaction aux diverses incidences sur une

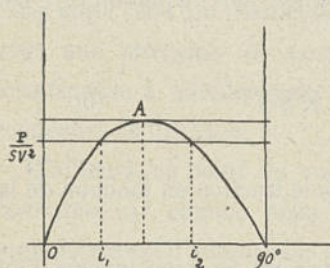


FIG. 72.
Régimes de sustentation.

surface égale à l'unité et pour l'unité de vitesse (fig. 72). Coupons cette courbe par la droite d'ordonnée $\frac{P}{SV^2}$, on obtient ainsi deux points d'intersection correspondant aux angles d'attaque i_1 et i_2 ; pour ces deux angles, à la vitesse V , la composante verticale de la réaction est P . Ainsi, à une vitesse donnée

correspondent deux angles d'attaque différents.

Mais pour que la solution existe, il faut que la droite d'ordonnée $\frac{P}{SV^2}$ coupe la courbe.

Appelons a l'ordonnée maxima de la courbe, il faut que :

$$\frac{P}{SV^2} < a$$

ou :

$$v > \sqrt{\frac{P}{Sa}}$$

Il y a donc un minimum pour V , une *vitesse minima de sustentation* ; si la vitesse n'atteint pas ce minimum, la sustentation est impossible avec l'appareil considéré, quel que soit l'angle d'attaque et quelle que soit la puissance du moteur. Sous cette réserve, à chaque vitesse correspondent deux angles d'attaque, mais l'angle i_2 n'est pas donné par les formules classiques, qui ne tiennent pas compte de la branche descendante de la courbe.

VITESSE DE MOINDRE TRACTION.

Nous allons montrer qu'il y a une certaine vitesse pour laquelle l'effort de traction est minimum.

Éliminons i dans l'expression de F donnée par l'équation (3). On obtient :

$$F = \frac{P^2 r}{KSV^2} + K'S'V^2 \quad (5)$$

Cette équation exprime la variation de la traction en fonction de la vitesse.

F est la somme de deux termes, qui varient en sens inverse l'un de l'autre, et dont le produit est constant. F passe donc par un minimum quand les deux termes sont égaux. D'où ce théorème :

THÉORÈME I. — *Le minimum de traction a lieu quand la résistance de sustentation est égale à la résistance de pénétration.*

On a alors :

$$\frac{P^2 r}{KSV^2} = K'S'V^2$$

d'où :

$$V^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'}$$

ainsi la traction est minimum pour une certaine vitesse V_1 que nous appellerons *vitesse de moindre traction* et qui est définie par l'équation :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'} \quad (6)$$

La vitesse de moindre traction est très intéressante pour plusieurs raisons.

C'est elle qui permet d'effectuer un trajet donné en dépensant le minimum de travail utile, puisque le travail est le produit de l'effort par le chemin parcouru.

A égalité de rendement, c'est donc la vitesse qui permet de parcourir un trajet donné en dépensant le minimum de combustible. C'est aussi celle qui permet de parcourir le plus grand trajet possible, avec une provision de combustible donnée. Par suite, elle est avantageuse à adopter pour un concours de consommation ou un concours de distance.

D'ailleurs, au point de vue du rendement elle est également très favorable, car, comme nous le verrons, le rendement des hélices propulsives est d'autant plus grand que la traction est plus faible.

La valeur du minimum de traction se calcule facilement en remarquant que, quand les deux termes dont se compose la traction sont égaux, ils sont tous deux égaux à la racine carrée de leur produit, lequel est constamment égal à $\frac{P^2 r K' S'}{KS}$.

Le minimum de traction F_1 a donc pour valeur :

$$F_1 = 2P \sqrt{r \frac{K'S'}{KS}} \quad (7)$$

La formule (5) peut se représenter par une courbe obtenue en portant les vitesses en abscisses et les tractions correspondantes en ordonnées. La courbe a un minimum F_1 pour la vitesse V_1 . En deçà et au delà de cette vitesse, la traction augmente.

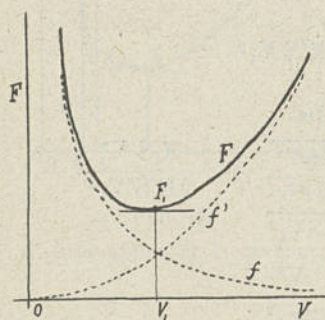


Fig. 73. — Courbe de la traction en fonction de la vitesse.

V_m est la vitesse minima de sustentation. Les courbes en pointillé représentent la résistance de sustentation, qui va en décroissant, et la résistance de pénétration, qui va

en croissant avec la vitesse.

Le travail utile par seconde à la vitesse de moindre traction est :

$$T_1 = F_1 V_1 = 2P^{3/2} \sqrt[4]{\frac{K'S'}{r^3 K^3 S^3}}$$

Pour obtenir l'angle de moindre traction i_1 , il suffit d'écrire, dans l'équation (4), que les deux termes dont se compose F sont égaux :

$$Pri = K'S'V^2$$

d'où, en éliminant V par l'équation (3) :

$$Pri = \frac{K'S'P}{KS i}$$

d'où :

$$i_1 = \sqrt{\frac{1}{r} \frac{K'S'}{KS}} \quad (8)$$

on remarque que l'angle i_1 est indépendant du poids P.

On peut exprimer le rapport $\frac{F}{F_1}$ (traction rapportée au minimum de traction) uniquement en fonction du rapport $\frac{V}{V_1}$ (vitesse rapportée à la vitesse de moindre traction).

On a en effet :

$$F_1 = \frac{2P^2 r}{KSV_1^2} = 2K'S'V_1^2$$

$$\frac{F}{F_1} = \frac{\frac{P^2 r}{KSV^2}}{F_1} + \frac{K'S'V^2}{F_1} = \frac{\frac{P^2 r}{KSV^2}}{\frac{2P^2 r}{KSV_1^2}} + \frac{K'S'V^2}{2K'S'V_1^2}$$

$$\frac{F}{F_1} = \frac{V_1^2}{2V^2} + \frac{V^2}{2V_1^2}$$

$$\frac{F}{F_1} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\left(\frac{V}{V_1}\right)^2} + \left(\frac{V}{V_1}\right)^2 \right] \quad (9)$$

Telle est la formule très simple qui permettra de calculer comment varie la traction lorsqu'on s'écarte de la vitesse de moindre traction.

Voyons notamment ce qui se passe si on double la vitesse. La traction ne quadruple pas, comme on le croit souvent à tort ; elle devient, en prenant $\frac{V}{V_1} = 2$:

$$\frac{F}{F_1} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{2^2} + 2^2 \right] = \frac{17}{8} = 2,125$$

Elle ne fait donc que doubler, à peu de chose près. Elle prend du reste la même valeur si, au lieu de doubler on diminue de moitié la vitesse.

Elle ne devient quadruple que si la vitesse est multipliée par 2,8.

On peut de même exprimer l'angle d'attaque i , rapporté à i_1 , en fonction de $\frac{V}{V_1}$. Comme $V^2 i$ est une quantité constante, on a :

$$V^2 i = V_1^2 i_1$$

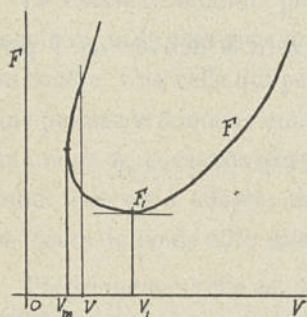


FIG. 74.

Courbe exacte de la traction.

d'où :

$$\frac{i}{i_1} = \frac{1}{\left(\frac{V}{V_1}\right)^2}.$$

Rappelons que les formules ci-dessus ne sont pas valables pour les très faibles vitesses ; nous avons vu en effet que la vitesse a un minimum V_m , correspondant à un certain angle d'attaque ; si on augmente cet angle, il faut de nouveau augmenter la vitesse. A chaque vitesse V correspondent deux angles, et par suite deux valeurs de la traction ; la courbe exacte est représentée fig. 74.

VITESSE DE MOINDRE PUISSANCE.

La puissance motrice T utilisée, autrement dit le travail utile par seconde, est le produit de la traction par la vitesse :

$$T = FV.$$

D'après l'équation (5) on a :

$$T = \frac{P^2_r}{KSV} + K'S'V^3 \quad (10)$$

Cette équation exprime la variation de la puissance T en fonction de la vitesse. La puissance se compose de deux termes ; l'un est le *travail de sustentation*, qui tend vers zéro quand la vitesse augmente ; l'autre est le *travail de pénétration*, qui augmente indéfiniment avec V .

Comme la traction, la puissance passe par un minimum pour une certaine valeur de V .

On obtient ce minimum en égalant à zéro la dérivée de T par rapport à V :

$$-\frac{P^2_r}{KSV^2} + 3K'S'V^2 = 0 \quad (11)$$

d'où :

$$V^4 = \frac{P^2_r}{3KS K'S'}$$

Il existe donc une *vitesse de moindre puissance* V_0 définie par :

$$V_0^4 = \frac{P^2_r}{3KS K'S'} \quad (12)$$

L'équation (10) peut se traduire par une courbe de la puissance en

fonction de la vitesse. Cette courbe a un minimum T_0 pour la vitesse V_0 . Les courbes en pointillé indiquent le travail de sustentation et le travail de pénétration. De

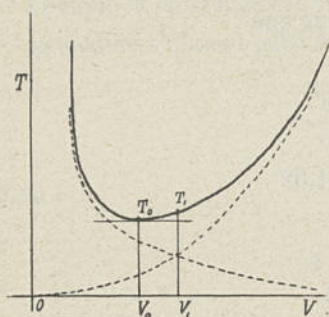


FIG. 75. — Courbe de la puissance en fonction de la vitesse.

même que la courbe des tractions, la courbe de la puissance n'existe qu'au dessus d'une certaine valeur minima de la vitesse.

De l'équation (11) on tire :

$$\frac{P^2 r}{KSV^2} = 3K'S'V^2$$

Le premier terme est la résistance de sustentation ; le second est la résistance de pénétration multipliée par 3. D'où ce théorème :

THÉORÈME II. — *Le minimum de puissance a lieu lorsque la résistance de sustentation est triplé de la résistance de pénétration.*

La vitesse de moindre puissance est celle qui permet de voler avec le minimum de puissance motrice, donc avec le moteur le plus faible ; ou encore, c'est celle qui permet d'enlever le maximum de poids avec une puissance donnée ; enfin, c'est celle qui permet de voler avec le minimum de consommation de combustible par unité de temps. Par suite, elle est à adopter dans un concours de durée, ou dans un concours de poids utile enlevé.

Théoriquement elle est donc très intéressante ; mais il ne s'agit ici que de la puissance utile, toute question de rendement mise à part. Or, dans la réalité le rendement des propulseurs varie avec la vitesse, de sorte que le minimum de puissance *dépensée* n'a pas lieu en même temps que le minimum de puissance *utilisée*. Il y aurait donc lieu de considérer la *vitesse de moindre puissance dépensée* ; elle serait un peu plus grande que celle que nous venons de trouver. C'est celle qu'adoptent nécessairement les aéroplanes qui ne disposent

que de la puissance strictement nécessaire. Mais nous ne pourrons l'étudier que quand nous aurons vu la théorie des hélices propulsives.

Si on compare V_0 avec V_1 , on remarque que :

$$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)^4 = 3$$
$$\frac{V_1}{V_0} = \sqrt[4]{3} = 1,32$$

ou encore :

$$\frac{V_0}{V_1} = 0,76$$

Ainsi, les deux vitesses V_1 et V_0 sont dans un rapport invariable, égal à $\sqrt[4]{3}$.

La vitesse de moindre puissance est la plus petite ; en réalité l'écart est moindre que ne l'indique la formule, puisque nous venons de voir que la vitesse de moindre puissance *dépendue* est plus grande que V_0 .

Les angles d'attaque, variant dans le rapport inverse des carrés des vitesses, sont dans le rapport de 1 à $\sqrt{3}$. On a donc :

$$i_0 = \sqrt{\frac{3}{r} \frac{K'S'}{KS}}$$

La puissance minima se calcule facilement ; on trouve :

$$T_0^4 = \frac{4^4}{3^3} \frac{K'S'}{K^3S^3} P^{6r^3}$$

Cette formule permet d'étudier l'influence des divers facteurs du problème. Ainsi on peut voir que, comme pour l'orthoptère, le carré de la puissance varie comme le cube du poids.

Si on compare la puissance minima T_0 à la puissance T_1 nécessaire dans le cas de la moindre traction, on trouve :

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{3^{3/4}}{2} = 1,14$$

QUALITÉ MAXIMA.

Lorsque la puissance est minima, la qualité est maxima.

La qualité s'obtient par l'équation trouvée précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S}$$

d'où :

$$q = \frac{1}{\varphi S} \frac{P^3}{T^2}$$

Dans le cas où T est égal à la puissance minima T_0 , on a, en remplaçant T_0 par la valeur trouvée ci-dessus :

$$q = \frac{3^{3/2}}{2^{4r^{3/2}}} \frac{K}{\varphi} \sqrt{\frac{KS}{K'S'}}$$

Telle est la valeur de la qualité maxima. Les rapports $\frac{K}{\varphi}$ et $\frac{KS}{K'S'}$ sont très grands; la qualité peut ainsi, dans les appareils actuels, dépasser 40, de sorte que la puissance nécessaire à la sustentation est 6 à 7 fois plus faible que celle qui serait nécessaire à un orthoptère de même surface.

On peut exprimer la puissance, rapportée à la puissance minima, en fonction du rapport $\frac{V}{V_0}$ entre la vitesse considérée et la vitesse de moindre puissance. On a en effet :

$$\begin{aligned} T_0 &= 4K'S'V_0^3 = \frac{4}{3} \frac{P^{2r}}{KSV_0} \\ \frac{T}{T_0} &= \frac{\frac{P^{2r}}{KSV}}{\frac{4}{3} \frac{P^{2r}}{KSV_0}} + \frac{K'S'V^3}{4K'S'V_0^3} \\ \frac{T}{T_0} &= \frac{3}{4} \frac{V}{V_0} + \frac{1}{4} \left(\frac{V}{V_0} \right)^3 \quad (13) \end{aligned}$$

Telle est la formule simple qui permet de calculer les variations de la puissance quand on s'écarte de la vitesse de moindre puissance. En particulier, si on double la vitesse, la puissance n'est pas multipliée par 8, comme on le croit souvent à tort ; elle devient :

$$\frac{T}{T_0} = \frac{3}{4.2} + \frac{1}{4} \cdot 2^3 = \frac{3}{8} + \frac{8}{4} = 2.375.$$

La puissance est donc un peu plus que doublée. Si on triple la vitesse, la puissance est multipliée par 7. Il faut multiplier la vitesse par 3,1 pour que la puissance soit multipliée par 8. Le tableau ci-dessous permet de suivre les variations de la puissance avec la vitesse :

$\frac{V}{V_0}$	0,25	0,5	0,75	1	1,25	1,5	1,75	2	3	4	5
$\frac{T}{T_0}$	3	1,5	1,1	1	1,1	1,34	1,74	2,4	7	16	31

On voit que, pour tripler ou quadrupler la vitesse, il faudrait disposer d'une puissance énorme ; mais par contre, quand la vitesse se maintient aux environs de V_0 , la puissance varie très peu ; autrement dit, un léger excès de puissance disponible permet de faire varier la vitesse entre des limites assez étendues. Ainsi, avec un excédent de puissance de 40 %, la gamme des vitesses possibles est comprise entre 0,75 V_0 et 1,25 V_0 ; c'est-à-dire, si $V_0 = 70$ kilomètres à l'heure, entre 52 k. et 87 k.

Si l'excédent atteint 46 %, la vitesse pourra varier entre 0,68 V_0 et 1,36 V_0 (du simple au double) ou entre 48 et 96 k. à l'heure.

Si l'excédent atteint 100 %, par exemple si l'on a un moteur de 400 chevaux alors que 50 chevaux peuvent suffire, la vitesse peut varier de 0,38 V_0 à 1,85 V_0 , soit de 27 k. à 130 k. à l'heure.

C'est dans ce sens qu'on peut chercher l'augmentation des vitesses actuelles.

Par contre, il y a peu à gagner en réduisant les résistances de pénétration.

La formule (12) montre que V_0 varie en raison inverse de la racine quatrième de $K'S'$ pour doubler V_0 , il faudrait que $K'S'$ fût divisé par 16, ce qui n'est guère imaginable. Si on arrive à réduire $K'S'$ de moitié, on n'augmentera V_0 que dans le rapport de 4 à 4,49.

Comme la vitesse V_1 de moindre traction est pratiquement plus intéressante que celle de moindre puissance, nous allons, comme complément à la formule (13), exprimer le rapport $\frac{T}{T_1}$ (puissance rapportée à la puissance de moindre traction) en fonction de $\frac{V}{V_1}$.

On trouve facilement :

$$\frac{T}{T_1} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\frac{V}{V_1}} + \left(\frac{V}{V_1} \right)^3 \right] \quad (14)$$

Rappelons que l'on a d'après l'équation (9) .

$$\frac{F}{F_1} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\left(\frac{V}{V_1} \right)^2} + \left(\frac{V}{V_1} \right)^2 \right]$$

telles sont les expressions de la traction et du travail en fonction de la vitesse.

Il est préférable de les exprimer ainsi que de les exprimer en fonction de l'angle d'attaque, comme l'a fait M. Soreau, pour cette raison que l'angle d'attaque est une chose fictive qui ne correspond à aucune représentation matérielle ; ce n'est qu'un *artifice de calcul* qu'il faut éliminer des formules le plus tôt possible. Au contraire la vitesse est le véritable résultat tangible.

Le tableau suivant donne quelques résultats numériques relatifs à la variation de V, F et T :

$\frac{V}{V_1}$	$\frac{F}{F_1}$	$\frac{T}{T_1}$	$\frac{V}{V_0}$	$\frac{F}{F_0}$	$\frac{T}{T_0}$
0,38	3,5	1,3	0,5	3	1,5
0,5	2,125	1,06	0,66	1,85	1,2
0,76	1,15	0,88	1	1	1 (min.)
1	1 (min.)	1	1,32	0,87	1,14
1,52	1,37	2,1	2	1,2	2,4
2	2,125	4,25	2,64	1,85	4,8
2,28	2,7	6,1	3	2,35	7

On peut remarquer que la vitesse de moindre traction permet, avec un excédent de puissance de 14 % seulement d'augmenter la vitesse de 32 %. Elle paraît donc avantageuse, si toutefois on peut l'atteindre. Car si on ne dispose que de la puissance strictement nécessaire, la vitesse de moindre puissance seule peut être atteinte. De toute manière, c'est cette dernière qui fatigue le moins le moteur, et on ne doit pas oublier que « qui veut voyager loin ménage sa monture ». Un moteur trop poussé chauffe et grippe bientôt. Du reste, nous verrons ci-après que, pour les surfaces arquées, les vitesses V_0 et V_1 sont en réalité beaucoup plus voisines l'une de l'autre que les formules précédentes ne l'indiquent. La considération du rendement les rapprochant encore, on arrive à la très importante conclusion pratique suivante :

La vitesse de moindre traction et la vitesse de moindre puissance dépensée sont très peu différentes, et dans la pratique on peut les confondre.

A ce propos, signalons l'incertitude qui s'attache souvent à l'expression fréquemment employée de *vitesse de régime*, expression dont on donne souvent des définitions contradictoires entre elles.

On doit, selon nous, réserver cette appellation pour quelque chose qui n'est aucune des vitesses ci-dessus définies.

Ce sera la vitesse que prend réellement un aéroplane marchant en ligne horizontale sous l'impulsion de ses hélices. Nous la définirons plus loin (v. page 726).

VITESSES MAXIMA ET MINIMA RÉALISABLES AVEC UNE PUISSANCE UTILE DONNÉE.

La formule (13) :

$$\frac{T}{T_0} = \frac{3}{4} \frac{V}{V_0} + \frac{1}{4} \left(\frac{V}{V_0} \right)^3$$

permet, si on dispose d'une puissance utile T plus grande que T_0 , de calculer les vitesses qui lui correspondent.

Sur la courbe (fig. 76) on trouve immédiatement ces vitesses en coupant la courbe de la puissance par l'horizontale d'ordonnée T .

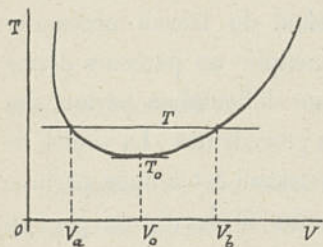


FIG. 76.

Vitesses maxima et minima.

On trouve deux vitesses V_a et V_b , l'une plus petite, l'autre plus grande que V_0 . Ces vitesses sont les vitesses extrêmes réalisables avec la puissance donnée. Toutes les vitesses intermédiaires sont également réalisables, et laissent même un excédent de puissance disponible. On peut

utiliser cet excédent pour emporter un supplément de poids utile, ou pour monter.

Maximum de poids qu'on peut enlever avec une puissance donnée et un aéroplane donné. — On obtient ce maximum P_m en

écrivait que, avec ce poids, la puissance disponible T est la moindre puissance :

$$T^4 = \frac{4^4}{3^3} \frac{K'S'}{K^3S^3} P_m^6 r^3$$

d'où :

$$P_m^6 = \frac{3^3}{4^4} \frac{T^4}{r^3} \frac{K^3S^3}{K'S'}$$

VITESSE DE MOINDRE TRAVAIL.

La vitesse de moindre traction est aussi celle de moindre travail sur un parcours donné, pourvu toutefois qu'il n'y ait pas de vent.

Si on tient compte du vent qui est rarement nul, il existe *une vitesse de moindre travail* distincte de la précédente. On pourrait sans grande difficulté envisager un vent variable ou oblique ; bornons-nous à envisager le cas simple d'un vent constant et parallèle au mouvement, c'est-à-dire vent arrière ou vent debout.

Le calcul du travail nécessaire pour accomplir un parcours donné se fait sans difficulté en partant des formules précédentes. La vitesse de moindre travail est donnée par une équation du 5^e degré, qui peut se traduire par une courbe dont la branche utile est représentée ci-contre (fig. 77).

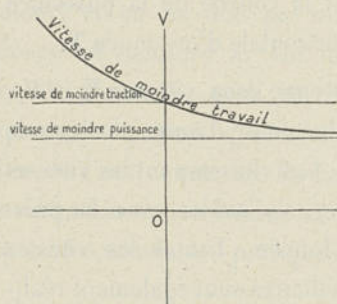


FIG. 77.
Vitesse de moindre travail.

Dans le cas du vent arrière, la vitesse de moindre travail est intermédiaire entre les vitesses de moindre traction et de moindre puissance, et elle se rapproche d'autant plus de cette dernière que le vent est plus fort.

Dans le cas du vent debout, la vitesse de moindre travail est

supérieure à celle de moindre traction, et elle augmente indéfiniment quand la vitesse du vent augmente indéfiniment.

Supposons un aéroplane concourant pour un prix de distance ou de durée en circuit fermé. S'il y a du vent, il ne devra pas adopter la même allure à l'aller et au retour ; il devra adopter deux allures, l'une plus rapide et l'autre plus lente que l'allure de moindre traction.

INFLUENCE DE L'ALTITUDE.

L'influence de l'altitude se traduit par une diminution de la densité de l'air. Il suffit donc d'étudier l'effet de la diminution de la densité de l'air, qui peut également être due, dans une certaine mesure, à l'élévation de la température ou à une dépression barométrique d'ordre météorologique.

Nous avons vu que la résistance de l'air est proportionnelle à sa densité ; on peut donc, dans les coefficients K et K' , mettre la densité d de l'air en facteur, et les écrire Kd , $K'd$.

On trouve ainsi pour la vitesse de moindre traction :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{d^2 K S K' S'}$$

d'où ce théorème :

THÉORÈME. — *La vitesse de moindre traction varie en raison inverse de la racine carrée de la densité de l'air.*

Elle augmente donc avec l'altitude.

La traction minima est $2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$; comme elle contient $\frac{K'}{K}$ en facteur, elle est indépendante de d .

THÉORÈME. — *La traction minima est indépendante de la densité de l'air et de l'altitude.*

Ce résultat a une conséquence curieuse, qui est la suivante :

THÉORÈME. — *Le travail nécessaire pour aller d'un point à un autre est indépendant de la densité de l'air et de l'altitude.*

Ce travail est, en effet, le produit de l'effort de traction minimum, qui est constant, par le chemin parcouru.

Ainsi, dans un concours de distance ou de consommation, quelle que soit l'altitude adoptée, en dépensant le même travail on franchira toujours la même distance, à l'allure de moindre traction.

L'angle d'attaque de moindre traction est indépendant de d , car d'après l'équation (8) il contient $\frac{K'}{K}$ en facteur.

La vitesse de moindre puissance, qui est dans un rapport constant avec la vitesse de moindre traction, varie comme elle en raison inverse de \sqrt{d} . De même pour le minimum de puissance, car T_0^4 , qui contient en facteur $\frac{K'}{K^3}$, varie comme $\frac{d}{d^3}$ ou $\frac{1}{d^2}$.

Ainsi, la puissance nécessaire au vol augmente avec l'altitude et varie en raison inverse de \sqrt{d} . On peut par là calculer la puissance utile nécessaire pour atteindre une altitude donnée.

Si l'on a un moteur dont la puissance n'est pas sensiblement influencée par la densité de l'air, par exemple un moteur à vapeur, un accumulateur, un moteur animé, il n'y a pas d'autre correction à faire.

Mais si l'on a un moteur à explosion, il faut tenir compte de ce que la puissance qu'il peut développer varie en raison inverse de d (1).

Par suite, la puissance du moteur nécessaire, évaluée à l'altitude zéro, devra être multipliée non pas par $\frac{1}{\sqrt{d}}$, mais par $\frac{1}{d\sqrt{d}}$.

Exemple : pour monter à l'altitude de 1000^m, où la densité de l'air diminue d'environ 12%, la puissance du moteur doit être

(1) D'après les expériences de M. Sainturat, la variation de puissance serait un peu plus rapide que ne l'indique cette loi.

majorée dans le rapport $\left(\frac{100}{88}\right)^{3/2} = 1,21$. Pour monter à 2.000^m, la densité diminuant de 22 %, la majoration sera $\left(\frac{100}{78}\right)^{3/2} = 1,45$. Pour monter à 3.000^m, la densité diminuant de 31 %, la majoration sera $\left(\frac{100}{69}\right)^{3/2} = 1,74$.

Influence de l'altitude sur la vitesse maxima réalisable avec une puissance utile donnée. — Nous avons vu (équation 10) que la puissance utile a pour expression :

$$T = \frac{P^2 r}{KSV} + K'S'V^3 \quad (10)$$

cette équation fait connaître les valeurs de V qu'on peut obtenir avec une puissance T.

Si on met la densité de l'air en évidence, on obtient :

$$T = \frac{P^2 r}{dKSV} + dK'S'V^3 \quad (15)$$

équation qui permet d'étudier l'influence de d sur les valeurs de V.

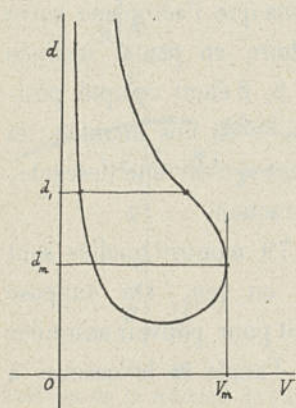


FIG. 78. — Influence de la densité de l'air sur la vitesse de sustentation.

Elle est représentée par la courbe ci-contre (fig. 78), dans laquelle les vitesses sont portées en abscisses, et les densités en ordonnées.

La partie utile de la courbe (correspondant aux chiffres de la pratique) est la partie supérieure, en général. A une densité d_1 correspondent deux vitesses. Quand d diminue, ces deux vitesses augmentent d'abord, mais la plus grande passe par un maximum V_m pour une certaine valeur d_m , et redescend ensuite. Discutons en effet l'équation,

en la résolvant par rapport à d qui n'entre qu'au second degré :

$$KS K'S' V^4 d^2 - KSV T d + P^2 r = 0$$

A chaque valeur de V correspondent deux valeurs de d ; la condition de réalité de ces valeurs est :

$$K^2 S^2 V^2 T^2 - 4 K S K' S' V^4 P^2 r > 0$$

d'où :

$$V < \frac{T}{2P} \sqrt{\frac{KS}{rK'S'}}$$

Il y a donc quelle que soit la valeur de d , une valeur maxima de V qui ne peut pas être dépassée, c'est la vitesse maxima réalisable avec la puissance utile donnée. Elle a pour expression :

$$V_m = \frac{T}{2P} \sqrt{\frac{KS}{rK'S'}}$$

La valeur de d correspondante est :

$$d_m = \frac{T}{2K'S'V_m^3} = 4 \frac{P^3}{T^2} \sqrt{\frac{r^3 K'S'}{K^3 S^3}}$$

MONTÉE ET DESCENTE.

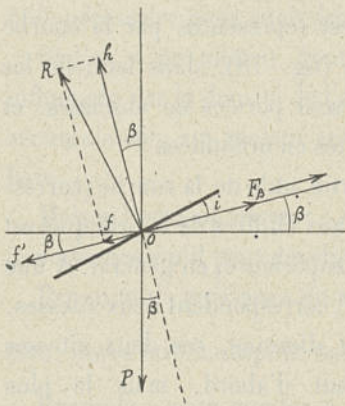


Fig. 79. — Trajectoire inclinée.

Supposons que l'aéroplane suive une trajectoire en pente, inclinée d'un angle β , β étant compté positivement si c'est une montée, et négativement si c'est une descente. Soit F_β la traction.

La fig. 79 montre quelles sont les forces en jeu. On suppose β assez petit pour pouvoir assimiler le sinus à l'angle et le cosinus à l'unité.

Projetons les forces sur la parallèle et la perpendiculaire à la trajectoire ; on a :

$$\begin{cases} F_\beta = f + f' + P\beta \\ P = h \end{cases}$$

Remplaçons dans les équations ci-dessus f , f' et h par leurs valeurs, nous obtenons :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F_{\beta} = Pri + K'S'V^2 + P\beta \end{cases} \quad (16)$$

Telles sont les équations d'équilibre en marche inclinée.

De suite on remarque ce théorème :

THÉORÈME. — *La traction en marche inclinée est égale à la traction en marche horizontale augmentée du produit du poids par la pente de la trajectoire.*

Les équations (16) nous montrent aussi l'influence d'une variation de traction sur le mouvement de l'appareil. L'angle d'attaque est une donnée déterminée par la position du centre de gravité, lequel détermine la position de la poussée et par suite la valeur de l'angle d'attaque. Quand la traction varie, i ne varie donc pas. La première équation (16) montre que V ne peut pas varier non plus si i est fixe ; donc, sur les trois termes dont se compose F_{β} , le dernier seul peut

varier. C'est sur β que se portera la différence d'allure ; l'appareil montera ou descendra, sans que sa vitesse change. Ainsi, contrairement à ce qui se passe dans tous les autres modes de locomotion, on ne peut pas changer la vitesse en changeant la traction ; la vitesse reste constante, la pente de la trajectoire seule est modifiée.

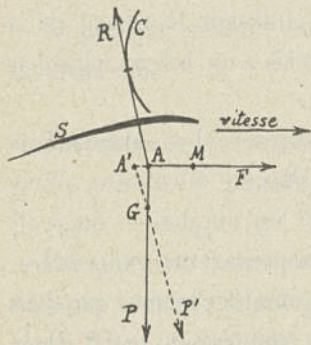


FIG. 80.

Position de la réaction de l'air.

Cette proposition qui est pratiquement exacte, ne l'est cependant pas d'une façon absolue. Nous avons dit que l'angle d'attaque est déterminé par la position du centre de gravité.

En réalité, ce n'est pas le centre de gravité G qu'il faut considérer, mais le point A (fig. 80) d'intersection entre le poids P , appliqué

en G, et la traction F, appliquée en M. Pour qu'il y ait équilibre, il faut que la réaction de l'air R passe aussi par ce point A; on l'obtiendra en menant par A une tangente à la courbe métacentrique C. Cette réaction correspond à un angle d'attaque bien déterminé. Mais si, par exemple, F diminue, l'appareil s'incline vers l'avant, le poids P se trouve dirigé suivant P'; le point A vient en A'. La réaction de l'air devra passer par A'; elle va donc aussi changer de position, donc l'angle d'attaque ne sera pas le même. Il ne resterait le même que si A était fixe, c'est-à-dire si la traction F passait par le centre de gravité G, condition qui n'est pas en général exactement remplie.

Du reste, même dans ce cas la vitesse ne serait pas tout à fait constante, car, F variant de grandeur, la grandeur de la réaction R doit également varier un peu. Mais ces variations sont pratiquement négligeables.

Que se passe-t-il lorsque l'aéroplane, pour une cause quelconque, perd sa vitesse relative (par exemple, lorsqu'il rencontre un courant d'air allant dans le même sens que lui)? L'expérience montre que l'appareil fait *une abattée*, c'est-à-dire une sorte de plongeon, descend un peu, regagne de la vitesse en utilisant le travail de la pesanteur, et repart en ligne horizontale, mais à un niveau plus bas que précédemment.

Inversement, si sa vitesse se trouve augmentée, il se cabre, monte et repart horizontalement à un niveau plus élevé.

Revenons à l'équation (16).

Si on fait varier la vitesse sans changer la pente β de la trajectoire, les termes qui varient dans l'expression F_β sont les mêmes que dans le cas de la trajectoire horizontale; ils ne contiennent pas β . Donc leur minimum ne dépend pas de β :

THÉORÈME. — *La vitesse de moindre traction est indépendante de la pente de la trajectoire.*

La puissance motrice nécessaire est :

$$T_\beta = F_\beta V = \frac{P^2 r}{KSV} + K'S'V^3 + P\beta V$$

On peut remarquer que le terme en β n'est pas indépendant de V , de sorte que la vitesse de moindre puissance est fonction de β . Le minimum de T_β a lieu lorsque sa dérivée par rapport à V s'annule :

$$0 = -\frac{P^2 r}{KSV^2} + 3K'S'V^2 + P\beta$$

$$3K'S'V^4 + P\beta V^2 - \frac{P^2 r}{KS} = 0$$

Telle est l'équation qui donne la vitesse de moindre puissance.

CAS DE L'AÉROPLANE SANS MOTEUR.

C'est le cas de l'aéroplane qui descend en vol plané, moteur arrêté, ou du planeur sans moteur. La force tractive est nulle.

Si dans l'équation (16) on écrit que la traction F_β est nulle, on obtient :

$$Pri + K'S'V^2 = -P\beta$$

Le premier membre est la traction en marche horizontale. D'où ce théorème :

THÉORÈME — *La traction en marche horizontale est égale au poids multiplié par la pente de la descente en vol plané (le signe — indique que la pente est descendante).*

Par suite, la traction est minima lorsque l'angle d'attaque est réglé de façon à obtenir la plus faible pente possible de descente en vol plané. D'où ce théorème :

THÉORÈME. — *La vitesse de moindre traction est celle qui donne la plus faible pente de descente en vol plané.*

Le théorème suivant a parfois été énoncé, notamment par le colonel Renard et le capitaine Ferber : « Le meilleur angle d'attaque (correspondant à la moindre traction) est la moitié de la plus faible

pente de descente en vol plané ». Ce n'est pas exact. Nous avons vu en effet que l'on a, d'après les équations (2) :

$$F = Pr i + K'S'V^2$$

A la vitesse de moindre traction, les deux termes dont se compose F sont égaux, et on peut écrire :

$$F = 2 Pr i$$

On a donc :

$$2 Pr i = - P\beta$$

ou :

$$r i = - \frac{\beta}{2}$$

Ce n'est donc pas i , mais $r i$ qui est égal à la moitié de la pente de descente. Le théorème ne serait vrai que si r était égal à 1 comme on l'admettait encore récemment ; mais c'est loin d'être exact.

Détermination de K par les glissades aériennes. — Le moyen pratique de déterminer le coefficient K appliqué à un aéroplane donné est de lui faire faire des descentes en vol plané, sous divers angles d'attaque, et de mesurer la plus faible pente $-\beta$ obtenue et la vitesse V_1 correspondante. La plus faible pente est obtenue par le plus long trajet.

La traction à cette vitesse V_1 est :

$$F = - P\beta$$

On sait que la vitesse de moindre traction a pour expression :

$$V_1^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'} \quad (17)$$

et que la moindre traction est :

$$F_1^2 = 4 P^2 r \frac{K'S'}{KS}$$

d'où :

$$4 P^2 r \frac{K'S'}{KS} = P^2 \beta^2$$
$$4 r \frac{K'S'}{KS} = \beta^2 \quad (17)$$

On connaît S ; le coefficient r est une constante supposée connue. Les deux équations (17) et (18) permettent de calculer les deux inconnues K et $K'S'$. Il suffit de multiplier et diviser membre à membre ; on obtient :

$$\left\{ \begin{array}{l} K = \frac{2 P r}{V_1^2 \beta S} \\ K'S' = \frac{P \beta}{2 V_1^2} \end{array} \right.$$

Il faut prendre de grandes précautions pour que la vitesse V_1 soit mesurée par temps absolument calme, et que la pente ne soit mesurée que sur une trajectoire bien rectiligne, après que l'appareil a pris sa vitesse de régime.

MONTÉE MAXIMA.

On a pour l'expression de la puissance nécessaire à une montée de pente β :

$$T_\beta = \frac{P^2 r}{K S V} + K'S' V^2 + P \beta V$$

Cherchons la plus forte pente qu'on peut atteindre lorsqu'on dispose d'une puissance motrice donnée.

L'équation précédente, résolue par rapport à β , donne :

$$\beta = \frac{T}{P V} - \frac{P r}{K S V^2} - \frac{K'S' V^2}{P} \quad (19)$$

Annulons la dérivée de β par rapport à V :

$$\beta' = 0 = -\frac{T}{PV^2} + \frac{2Pr}{KSV^3} - \frac{2K'S'V}{P} \quad (20)$$

équation d'où on tire la vitesse qui permet la plus forte pente. La pente s'obtient alors en éliminant V entre les équations (19) et (20).

Quant à la vitesse de *montée maxima* (maximum d'élévation par seconde), on voit a priori que c'est la vitesse de moindre puissance, tout l'excédent de puissance disponible étant employé à la montée, et que la vitesse d'élévation sera le quotient de l'excédent de puissance par le poids.

De même la vitesse de *descente minima* (minimum de chute par seconde) dans le cas de la descente en vol plané, est aussi la vitesse de moindre puissance, car la puissance absorbée est le produit du poids par la hauteur de descente par seconde. C'est la vitesse qui permet d'atterrir le plus doucement possible.

MAXIMUM DE POIDS UTILE ENLEVÉ PAR UN AÉROPLANE DONNÉ.

Le poids total enlevé par un aéroplane comprend :

1^o le poids propre de l'appareil (surfaces, dispositifs de manœuvre ou de sécurité, châssis) ;

2^o le poids du moteur et de ses accessoires indispensables ;

3^o le poids utile (passagers, combustible, approvisionnements),

Nous supposons donné un aéroplane, et nous nous proposons de chercher le maximum de poids utile qu'il peut enlever, connaissant le poids π_1 par cheval des moteurs dont on dispose, mais la puissance γ du moteur étant indéterminée.

Soient P le poids total enlevé, P_a le poids de l'aéroplane proprement dit sans moteur, P_u le poids utile, $\bar{\omega}_1 y$ le poids du moteur (1). On a :

$$P = P_a + P_u + \bar{\omega}_1 y$$

d'où :

$$P_u = P - P_a - \bar{\omega}_1 y. \quad (21)$$

La puissance minima est donnée par l'équation (17) indiquée précédemment :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S}$$

On a donc :

$$P^3 = \varphi q S T^2$$

Comme nous appelons y la puissance en chevaux-vapeur, le travail par seconde est $75 y$; et si ρ est le rendement, le travail utile par seconde est $75 \rho y$. D'où :

$$P^3 = 75^2 \rho^2 \varphi q S y^2$$

L'équation (21) devient :

$$P_u = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q S)^{1/3} y^{2/3} - \bar{\omega}_1 y - P_a$$

Le maximum de P_u s'obtient en annulant sa dérivée par rapport à y :

$$P_u' = 0 = \frac{2}{3} 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q S)^{1/3} y^{-1/3} - \bar{\omega}_1$$

d'où :

$$y = \frac{2^3}{3^3} \frac{75^2 \rho^2 \varphi q S}{\bar{\omega}_1^3}$$

formule qui donne la puissance correspondant au maximum de poids utile enlevé.

(1) On suppose le poids du moteur proportionnel à la puissance. En réalité il croît un peu moins vite que la puissance.

D'où le poids utile maximum, en substituant la valeur de γ dans l'équation précédente :

$$P_u = \frac{2^2}{3^3} \frac{75^2 \rho^2 \varphi g S}{\varpi_1^2} - P_a$$

FAMILLES D'AÉROPLANES SEMBLABLES. MAXIMUM DE POIDS UTILE ENLEVÉ.

Nous considérons un aéroplane donné, et tous ceux qu'on peut obtenir en faisant varier ses dimensions suivant les lois de la similitude géométrique. C'est ce que nous appelons une famille d'aéroplanes semblables. Nous allons chercher celui qui enlève le maximum de poids utile.

Nous allons d'abord, à l'exemple du calcul que le colonel Renard a fait à propos des hélicoptères, envisager la similitude exacte, dans laquelle le poids de l'appareil varie comme le cube de ses dimensions linéaires, et la surface comme le carré. Soit ϖ_0 le poids qui caractérise la famille d'aéroplanes considérée : ce sera le poids de l'aéroplane ayant 1 mètre carré de surface. Si les dimensions de l'appareil augmentent dans le rapport de similitude x , son poids deviendra $\varpi_0 x^3$, et sa surface $x^2 (1)$.

Le poids du moteur est comme précédemment $\varpi_1 \gamma$.

On a comme ci-dessus :

$$P_u = P - P_a - \varpi_1 \gamma$$

P_a est égal à $\varpi_0 x^3$.

Pour P , on a comme tout à l'heure :

$$P = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi g S)^{1/3} \gamma^{2/3}$$

(1) Dans la *Revue de Mécanique* (1904-1905), le colonel Vallier étudie le problème en faisant l'hypothèse que le poids de l'aéroplane par unité de surface reste constant quand les dimensions varient. Cette hypothèse est contraire aux lois de la résistance des matériaux ; elle est à rejeter, ainsi que les résultats auxquels elle conduit.

q est invariable, car il a pour expression, ainsi que nous l'avons vu :

$$q = \frac{3^{3/2}}{2^4 r^{3/2}} \frac{K}{\varphi} \sqrt{\frac{KS}{K'S'}}$$

Il dépend donc de $\frac{S}{S'}$, qui ne varie pas.

On a donc, en remplaçant S par sa valeur x^2 :

$$P = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q)^{1/3} x^{2/3} y^{2/3}$$

d'où enfin :

$$P_u = 75^{2/3} (\rho^2 \varphi q)^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} - \varpi_0 x^3 - \varpi_1 y \quad (22)$$

équation de même forme que celle qu'a obtenue le colonel Renard pour les hélices.

Quand x et y varient, le maximum de P_u s'obtient en annulant ses dérivées. On obtient finalement :

$$P_u = \frac{2^8 75^6 \rho^6 \varphi^3 q^3}{3^{12} \varpi_1^6 \varpi_0^2}$$

Le poids utile varierait comme l'inverse de la sixième puissance du poids du moteur par cheval.

Mais l'hypothèse de la similitude géométrique exacte est inadmissible, car nous avons vu, dans le premier chapitre, qu'elle correspond à une solidité qui va en décroissant. Nous devons faire varier la solidité de la surface en raison de la charge unitaire c , ou charge par mètre carré, que l'appareil a à porter, et pour cela faire varier les épaisseurs de matière non pas suivant la similitude, mais en raison de la résistance à supporter.

Si on considère un appareil dont la charpente est composée de poutres de hauteur donnée et d'épaisseur variable, on vérifie aisément, par les lois de la résistance des matériaux, que le poids de matière à employer est proportionnel à la résistance à obtenir.

Il en est de même si la charpente est en tubes creux de dimensions extérieures données et d'épaisseur variable.

On constate aussi qu'en agrandissant l'appareil suivant les lois de la similitude exacte, il est capable de supporter toujours la même charge par mètre carré, car dans ce cas les moments de flexion et les moments résistants varient tous deux comme le cube des dimensions linéaires. Par suite, le poids P_u de l'appareil devra être proportionnel à la charge unitaire c et au cube des dimensions linéaires, et pourra s'écrire $\varpi_0 cx^3$, ϖ_0 étant le poids qui caractérise la famille d'aéroplanes considérée, ou poids de l'aéroplane ayant 1 mètre carré de surface et 1 kilog. de charge unitaire.

La surface sera x^2 , et la charge totale portée sera cx^2 .

La puissance minima est comme précédemment donnée par l'équation :

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi q S}$$

En remplaçant dans cette équation P par cx^2 , S par x^2 et T par $75\rho y$, on obtient :

$$\frac{75^2 \rho^2 y^2}{c^3 x^6} = \frac{1}{\varphi q x^2}$$

d'où :

$$c^3 = \frac{75^2 \rho^2 \varphi q y^2}{x^4}$$

ou, en posant : $e = 75^2 \rho^2 \varphi q$

$$c^3 = \frac{ey^2}{x^4}$$

on obtient ainsi :

$$\begin{aligned} P_u &= cx^2 = \varpi_0 cx^3 = \varpi_1 y \\ P_u &= e^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} = \varpi_0 e^{1/3} x^{5/3} y^{2/3} = \varpi_1 y \end{aligned} \quad (23)$$

Telle est l'équation qui donne le poids utile P_u en fonction de la dimension x et de la puissance y .

Pour obtenir le maximum de P_u , annulons ses dérivées partielles par rapport à x et à y . Annulons d'abord $(P_u)'_x$:

$$\begin{aligned} (P_u)'_x = 0 &= \frac{2}{3} e^{1/3} x^{-1/3} y^{2/3} - \frac{5}{3} \varpi_0 e^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} \\ 2 - 5\varpi_0 x &= 0 \\ x &= \frac{2}{5\varpi_0} \end{aligned} \quad (24)$$

De cette équation (24) résulte le fait très curieux suivant :

THÉOREME. — *L'aéroplane qui enlève le maximum de poids utile a une surface constante, indépendante de la qualité, du poids du moteur par cheval, de la résistance de l'air et du rendement. Elle ne dépend que du mode de construction employé.*

Annulons maintenant $(P_u)'_y$:

$$(P_u)'_y = 0 = \frac{2}{3} e^{1/3} x^{2/3} (1 - \varpi_0 x) y^{-1/3} - \varpi_1$$

d'où :

$$y = \frac{2^3 e x^2 (1 - \varpi_0 x)^3}{3^3 \varpi_1^3}$$

ou, en remplaçant x par sa valeur tirée de (24) :

$$y = \frac{2^5 e}{5^3 \varpi_0^2 \varpi_1^3} \quad (25)$$

Enfin, remplaçant x et y par leurs valeurs dans l'équation (23), on obtient le maximum de poids utile :

$$P_u = \frac{2^4 e}{5^5 \varpi_0^2 \varpi_1^2} \quad (26)$$

Le maximum varie donc en raison inverse du carré du poids du moteur par cheval.

Si ce poids ϖ_1 diminue indéfiniment, le maximum de P_u augmente

indéfiniment ; il n'y a donc pas de maximum absolu de poids utile enlevé.

P_u varie en raison directe de e , donc en raison directe de la qualité g . Ceci veut dire que si, grâce à l'attaque oblique, la qualité sustentatrice de l'aéroplane est 40 fois meilleure que celle d'un orthoptère, l'aéroplane permettra, avec le même degré de perfection des moteurs, d'enlever un poids utile 40 fois plus grand.

En effectuant P_a , $\omega_1 y$ poids du moteur, et P , on trouve :

$$P_a = \frac{2^5 e}{5^3 \varpi_0^2 \varpi_1^2} = 2 P_u$$

$$\omega_1 y = \frac{2^5 e}{5^3 \varpi_0^2 \varpi_1^2} = 2 P_u$$

$$P = \frac{2^4 e}{5^4 \varpi_0^2 \varpi_1^2} = 5 P_u$$

D'où ce théorème :

THÉORÈME. — *Dans un aéroplane qui enlève le maximum de poids utile, le poids de l'appareil entre pour les 2/5 du poids total, le poids du moteur pour les 2/5, et le poids utile pour 1/5.*

Tous ces résultats sont analogues à ceux que nous obtiendrons ci-après à propos des hélices sustentatrices.

Enfin, on trouve pour la charge unitaire C :

$$C = \frac{2^2 e}{5^2 \varpi_1^2}$$

On voit qu'elle est d'autant plus grande que ϖ_1 est plus petit.

APPLICATION NUMÉRIQUE.

D'après le poids des aéroplanes actuels, le coefficient ϖ_0 à appliquer est à peu près $0^k, 07$.

On aura donc :

$$x = \frac{2}{5 \times 0,07} = \frac{2}{0,35} = 5,7$$

La surface portante sera $x^2 = 33 \text{ m}^2$. Ainsi un aéroplane, pour enlever le maximum de poids utile, doit avoir environ 33 m^2 de surface (mais il aura un poids variable suivant les moteurs dont on dispose).

Cherchons quel est le poids utile qu'on pourra enlever, pour diverses valeurs du poids du moteur par cheval.

En prenant :

$$\varphi = 0,08, \quad \eta = 40 \text{ et } \rho = 0,6, \text{ on obtient : } c = 6.500$$

Ce qui donne :

$$P_u = \frac{2^4 6.500}{5^3 (0,07)^2} \frac{1}{\omega_1^2} = \frac{6.800}{\omega_1^2}$$

$$y = \frac{13.600}{\omega_1^3}$$

Quant aux vitesses prises, on voit facilement qu'elles varient en raison inverse de ω_1 .

D'où le tableau suivant :

POIDS DU MOTEUR par cheval ω_1	POIDS UTILE ENLEVÉ P_u	PUISSANCE y	CHARGE UNITAIRE c
10 kilog.	68 kilog.	13,6 chevaux	10 kilog.
9	84	19	13
8	106	27	16
7	138	37	21
6	190	64	29
5	260	110	40
4	425	216	65
3	750	503	115
2	1.700	1.700	260
1	6.800	13.600	1.040

On voit qu'on peut enlever un homme avec un moteur de 19 chevaux pesant 9 kilos par cheval.

Il faut remarquer qu'une légère diminution de ω_0 permettrait une grande amélioration de ces résultats.

On peut d'ailleurs espérer sensiblement mieux pour l'avenir, car les coefficients que nous avons adoptés sont des valeurs actuelles susceptibles de perfectionnements.

Si on compare ces chiffres avec ceux qui sont donnés plus loin pour les hélicoptères, et qui sont également basés sur les données de la construction actuelle, on constate ce fait intéressant qu'actuellement les hélicoptères ne sont pas moins économiques que les avions, et qu'ils permettent de voler avec un moteur de même poids et de même force.

L'opinion très répandue que les hélicoptères gaspillent le travail et sont très inférieurs aux avions est donc une erreur complète. Il est bien vrai que leur qualité sustentatrice est beaucoup moindre (1), mais par contre le coefficient ϖ_0 est beaucoup moindre aussi. M. Louis Bréguet s'est d'ailleurs élevé en hélicoptère avec un moteur analogue à ceux des avions actuels. Ce qui fait l'infériorité de l'hélicoptère, c'est la difficulté de le manœuvrer, et le danger de chute à pic.

MINIMUM DE PUISSANCE MOTRICE PERMETTANT D'ENLEVER UN POIDS UTILE DONNÉ.

Ce problème est celui qui se pose le plus généralement dans la pratique ; c'est proprement le problème fondamental de l'aviation.

La relation entre le poids utile, la puissance et les dimensions de l'avion est donnée par l'équation (23) ci-dessus, qui peut s'écrire ainsi :

$$e^{1/3} x^{2/3} y^{2/3} - \varpi_0 e^{1/3} x^{5/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0 \quad (27)$$

Étant donné un certain poids utile P_u à soulever, nous cherchons le minimum de y lorsque x varie. L'équation (27) est de la forme

$$f(x, y) = 0$$

(1) Cela tient à ce que la qualité est définie d'une façon un peu différente.

Le minimum de y s'obtient en annulant la dérivée de y par rapport à x ; or on a d'une manière générale :

$$y'_x = - \frac{f'_x}{f'_y}$$

Il faut donc annuler f'_x , ce qui conduit de nouveau à l'équation (24) trouvée plus haut :

$$x = \frac{2}{5\varpi_0}$$

D'où ce théorème :

THÉORÈME. — *L'aéroplane qui dépense le moins de puissance pour enlever un poids utile donné a une surface constante, indépendante du poids utile à enlever, du poids du moteur par cheval et de la résistance de l'air.*

Il en résulte cette conséquence inattendue que pour enlever dix passagers il ne faut pas construire un aéroplane plus grand que pour enlever un; il faut seulement renforcer la charpente et mettre un moteur plus fort.

Remplaçons x par sa valeur dans l'équation (27), il vient :

$$e^{1/3} \left(\frac{2}{5\varpi_0} \right)^{2/3} y^{2/3} - \varpi_0 e^{1/3} \left(\frac{2}{5\varpi_0} \right)^{5/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0$$

ou en simplifiant :

$$\frac{3}{5} e^{1/3} \left(\frac{2}{5\varpi_0} \right)^{2/3} y^{2/3} - \varpi_1 y - P_u = 0 \quad (28)$$

Telle est l'équation qui donne le minimum de puissance utile y nécessaire pour enlever un poids utile donné P_u .

Elle est du 3^e degré en y . Il y a toujours une racine, mais c'est une racine négative qui n'a pas de signification. Les racines positives n'existent que si P_u est inférieur au maximum de poids utile compatible avec des moteurs pesant ϖ_1 par cheval.

Le théorème ci-dessus est pratiquement exact pour les fortes

charges ; mais pour les faibles charges il conduirait à des surfaces portantes extrêmement légères, suffisantes certes pour les charges prévues, mais incapables de résister à un choc ou à un coup de vent.

Il y a un minimum de résistance au dessous duquel il serait imprudent de descendre, quelles que soient les charges unitaires à enlever. Ce minimum peut être pris égal à 40 kilogs par mètre carré (c'est à peu près le taux de travail que le colonel Renard admettait pour les hélices).

Or précisément nous avons vu que dans le tableau ci-dessus la charge unitaire est toujours supérieure à 40 kilogs, fait qui est du reste confirmé par la pratique. La loi que nous avons adoptée est donc bien applicable. Il n'y a qu'au cas où on serait amené à des charges unitaires moindres que 40 kilogs qu'il y aurait avantage, plutôt que de faire des surfaces très légères et peu résistantes, à les réduire pour ramener la charge unitaire aux environs de 40 kilogs.

INFLUENCE DE L'INCLINAISON DE L'AXE DE L'HÉLICE.

Nous avons supposé a priori, pour simplifier, que la direction de l'axe de l'hélice était sensiblement horizontale.

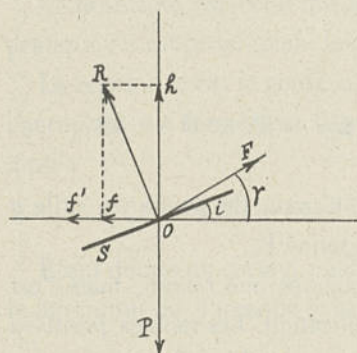


FIG. 81. — Cas où la traction n'est pas horizontale.

Cette condition est-elle favorable ? Rien n'autorise à l'affirmer a priori ; nous allons montrer qu'il n'en est rien, et qu'il y a avantage, pour obtenir l'effort de traction minimum, à incliner l'axe de l'hélice d'un certain angle.

L'appareil étant en marche horizontale, traçons (fig. 81) les différentes forces en jeu, et soit F la traction inclinée d'un angle γ .

Nous allons déterminer γ par la condition de rendre F minimum.

Ecrivons que la somme des projections des forces sur l'horizontale et la verticale est nulle :

$$\begin{cases} P = h + F \sin \gamma = KSV^2i + F \sin \gamma \\ F \cos \gamma = f + f' = KSV^2ri^2 + K'S'V^2 \end{cases}$$

Eliminant V entre ces deux équations, et résolvant par rapport à F , il vient :

$$F = \frac{(KSri^2 + K'S')P}{KSi \cos \gamma + (KSri^2 + K'S') \sin \gamma}$$

Telle est l'équation qui définit F en fonction des deux variables i et γ .

On rend F minimum en annulant ses dérivées partielles par rapport aux deux variables.

Annulons d'abord F'_i ; on obtient sans difficulté :

$$\cos \gamma (KSri^2 - K'S') = 0$$

Ecartons la solution $\cos \gamma = 0$ qui correspond à un maximum de F (c'est le cas où la traction est verticale, le cas de l'hélicoptère).

Il reste donc :

$$KSri^2 - K'S' = 0$$

d'où :

$$i = \sqrt{\frac{1}{r} \frac{K'S'}{KS}}$$

Cette équation nous donne la valeur de i . On voit que l'angle de moindre traction reste le même quel que soit γ , et de fait cette formule est la même que celle trouvée précédemment dans le cas de F horizontal (formule 8).

Tenant compte de ce résultat, l'expression de F se simplifie et devient :

$$F = \frac{2riP}{\cos \gamma + 2ri \sin \gamma}$$

Annulons F'_γ ; on obtient :

$$\begin{aligned} - \sin \gamma + 2ri \cos \gamma &= 0 \\ \operatorname{tg} \gamma &= 2ri \end{aligned}$$

Comme i est petit, et que r est inférieur à l'unité, γ est également petit, et on peut écrire finalement :

$$\gamma = 2ri$$

Telle est l'inclinaison la plus favorable pour la traction. Si r était égal à 1, on pourrait dire, avec le capitaine Ferber, que l'inclinaison optima est double de l'angle i ; en réalité r est voisin de 0,75, de sorte que γ est à peu près égal à une fois et demie l'angle i .

Si $i = 6$ à 8° , $\gamma = 9$ à 12° . On voit que l'angle γ n'est pas négligeable.

On peut également, en remplaçant i par sa valeur, écrire γ sous la forme suivante :

$$\operatorname{tg} \gamma = 2\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$$

Si on effectue la valeur du minimum de F , on trouve :

$$F = 2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}} \cos \gamma = P\sqrt{\frac{1}{1 + \frac{KS}{4rK'S'}}} \quad (28)$$

Or, le terme $2P\sqrt{r \frac{K'S'}{KS}}$ est la traction minima dans le cas de F horizontal (voir équation 7); c'est ce que nous avons appelé F_1 . On obtient donc :

$$F = F_1 \cos \gamma.$$

Si γ est voisin de 10 à 12° , le cosinus est entre 0,98 et 0,99

On gagne donc 1 à 2 % sur la traction. Mais l'avantage ne se borne pas là.

L'effort de traction étant moindre, on perdra moins par le recul des hélices.

De plus, la vitesse est également moindre. On a en effet :

$$\begin{aligned} KSV^2 i &= P - F \sin \gamma = P \left[1 - 2 \sqrt{r \frac{K'S'}{KS}} \sin \gamma \cos \gamma \right] \\ &= P [1 - \operatorname{tg} \gamma \sin \gamma \cos \gamma] \\ &= P [1 - \sin^2 \gamma] = P \cos^2 \gamma \\ V &= \sqrt{\frac{P}{KS i}} \cos \gamma \end{aligned}$$

Or $\sqrt{\frac{P}{KS i}}$ est précisément la vitesse de moindre traction V_1 dans le cas de la traction horizontale ; on a donc :

$$V = V_1 \cos \gamma.$$

On gagne donc aussi 1 à 2 % sur la vitesse. De sorte que sur le travail on gagnera 2 à 4 %.

On ne peut cependant pas chiffrer exactement le travail, car la traction et le chemin parcouru ne sont pas parallèles, et il n'est pas légitime, à cause du recul, de multiplier la vitesse par la projection de la force sur elle. L'expression ainsi trouvée donnerait le *travail utile* ; mais on pourrait être tenté de chercher le minimum de ce travail utile, et on trouverait que le minimum a lieu pour les hélices à axe vertical, et qu'il est égal à zéro ; ce qui veut simplement dire que la traction est perpendiculaire à la trajectoire. Le travail utile est bien nul, mais le travail réel est considérable.

Si on effectue complètement la valeur de V , on trouve :

$$V^4 = \frac{P^2 r}{KS K'S'} \frac{1}{\left(1 + 4r \frac{K'S'}{KS}\right)^2}$$

C'est là une nouvelle vitesse remarquable, à ajouter à toutes celles que nous avons déjà trouvées, et qu'on pourrait appeler *vitesse de moindre traction absolue*.

Dans le chapitre consacré à l'inclinaison optima, le capitaine Ferber, après avoir démontré l'existence de cette inclinaison, repousse aussitôt le résultat en disant :

« Toutefois on gagnerait fort peu de cette manière, et l'hélice travaillerait mal. Il vaut mieux laisser l'axe horizontal ».

La question nous semble mériter un examen moins superficiel.

Gagner 2 à 4 % sur la puissance n'est pas négligeable. Cela représente un gain d'une dizaine de kilogs de poids, ou de 1 à 2 HP. Quant à la question de savoir si l'hélice travaillerait mal, nous distinguerons deux cas :

1^o *Hélice à l'avant*. — L'hélice se présentera à l'air un peu obliquement. Est-ce un inconvénient ? Est-ce que les pales de l'hélice

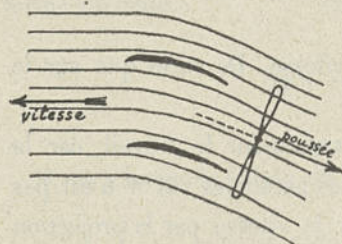


Fig. 82. — Hélice à l'arrière travaillant dans des filets déviés vers le bas.

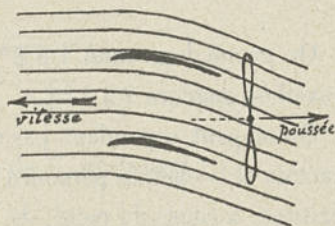


Fig. 83. — Hélice à l'arrière. L'axe horizontal est illogique.

n'attaquent pas déjà l'air obliquement ? Sir Hiram Maxim, et plus tard Joukovsky, à l'Institut de Koutchino, ont constaté que lorsqu'une hélice se trouve dans un courant d'air latéral sa traction augmente, et son rendement aussi. Il ne faut pas a priori condamner les hélices inclinées.

2^o *Hélice à l'arrière*. — La simple inspection des figures 82 et 83 montre que c'est l'hélice inclinée qui est la plus logique, puisqu'elle travaille dans des filets d'air déjà déviés vers le bas. Peut-être

même, dans ce cas, conviendrait-il d'accentuer davantage l'inclinaison de l'hélice.

Remarquons en passant que l'hélice inclinée a quelque analogie avec le mode de propulsion des oiseaux. La fig. 84 montre que l'oiseau se propulse en exerçant sur l'air, par le battement du fouet



FIG. 84. — Aile d'oiseau pendant le coup d'aile propulsif. La poussée est dirigée en bas et en arrière.

de l'aile, une poussée dirigée en bas et en arrière, tout comme l'hélice à axe incliné. Est-ce que celle-ci serait un terrain d'entente rapprochant les partisans de l'aéroplane et les partisans de l'ornithoptère ?

Il ne faut toutefois accepter les résultats quantitatifs qui précèdent que sous réserves.

Nous verrons ci-après que, si on change la forme des équations fondamentales de la théorie pour serrer de plus près les expériences, l'angle γ devient très petit (voir page 734), de sorte que l'avantage des hélices à axe incliné, bien que réel, serait peu important.

LA BICYCLETTE AÉRIENNE EST-ELLE POSSIBLE ?

Qu'on se rassure, nous ne nous faisons pas d'illusions sur l'avenir de la bicyclette aérienne. Mais est-elle radicalement impossible, n'y a-t-il aucun espoir de jamais voler par nos propres forces, ne fût-ce que quelques secondes ?

Celui qui l'affirmerait serait téméraire. Le problème ne présente pas d'impossibilité théorique ; si nos moyens actuels sont encore insuffisants, le degré de perfectionnement auquel il faudrait les amener ne paraît pas très difficile à atteindre. Hâtons-nous d'ajouter que les difficultés pratiques n'en restent pas moins très grandes, et l'effort nécessaire ne pourra être soutenu que quelques secondes tout au plus.

On croit assez communément que l'homme ne vole pas parce qu'il ne peut pas fournir, par unité de poids, le travail que fournissent les oiseaux. C'est une erreur. Il est établi que les oiseaux de taille

moyenne, en plein vol, ne dépassent pas plus de 1 cheval-vapeur par 100 kilogrammes de poids, et l'homme peut facilement produire ce travail pendant quelques instants, et même le double.

Si on faisait un referendum sur la puissance maxima que peut développer un homme, on recevrait des réponses bien variées ! Certains croient qu'il faut considérer le travail développé par un alpiniste, 10 à 15 kilogrammètres par seconde. C'est bien peu ; mais aussi quelle idée de choisir un alpiniste, homme prudent qui ménage ses forces pour une ascension d'une journée entière, et qui au surplus pratique un sport dans lequel le travail est utilisé avec un rendement détestable !

La vérité est qu'un homme vigoureux peut pendant quelques instants, fournir jusqu'à 2 chevaux-vapeur, c'est-à-dire 150 kilogrammètres par seconde. En effet, un homme peut, avec un peu d'entraînement, monter un escalier, deux marches à la fois, à raison de 5 et même 6 pas par seconde. Pour un homme qui, habillé, pèse 75 kilogs, cela fait bien environ 2 HP.

D'où vient donc que l'homme ne vole pas ? C'est que la difficulté du vol augmente avec le poids, à cause de la loi des cubes.

C'est cette loi qui a obligé la nature à renoncer au vol pour les animaux dépassant 10 kilogs. Mais là où la nature a échoué, peut-être réussissons-nous. L'homme dispose de moyens mécaniques interdits à la nature (par exemple les mouvements rotatifs, les poutres évidées, etc.), grâce auxquels il a déjà réussi à faire voler des appareils de plus de 600 kilogs, ce que la nature n'avait pu faire.

L'homme dispose d'environ 2 HP. Avec cela et les ressources de la mécanique, peut-il espérer voler ? Voilà la question.

Certains théoriciens, notamment le capitaine Ferber (1) ont cru pouvoir répondre par la négative, sous prétexte qu'en choisissant au hasard des valeurs pour la surface portante et le poids total de l'en-

(1) Ferber. — A propos de la bicyclette aérienne, *La Nature*, 9 oct. 1900.

semble, ils arrivaient à un mauvais résultat. Ce procédé n'est pas sérieux ; rien ne prouve que les valeurs choisies étaient les meilleures possibles.

Il n'y a pas de raison pour ne pas traiter ce problème de la même manière que les précédents. Le poids total à porter se compose du poids de l'aviateur, du poids du système propulseur, et du poids de la surface portante.

Le poids de l'aviateur est supposé être 75 kilogs. Le poids du système propulseur (bicyclette et hélice) sera d'environ 15 kilogs. (N'oublions pas qu'on a construit des bicyclettes de course ne pesant que 6 kilogs). Soit un total de 90 k.

Le poids de la surface portante sera, comme dans les problèmes précédents, exprimé par $\varpi_0 c x^3$. On a donc pour le poids total porté :

$$P = c x^2 = 90 + \varpi_0 c x^3$$

De cette équation on déduit immédiatement, en éliminant c :

$$P = \frac{90}{1 - \varpi_0 x}$$

Pour la puissance motrice y , on a comme précédemment l'équation :

$$P^3 = 75^2 \rho^2 \varphi q x^2 y^2$$

Remplaçant P par sa valeur, on obtient :

$$\left(\frac{90}{1 - \varpi_0 x} \right)^3 = 75^2 \rho^2 \varphi q x^2 y^2$$

d'où :

$$y^2 = \frac{90^3}{75^2 \rho^2 \varphi q} \frac{1}{x^2 (1 - \varpi_0 x)^3}$$

Nous allons chercher le minimum de y^2 quand x varie. Annulons la dérivée de y :

$$\begin{aligned} 2x(1 - \varpi_0 x)^3 - 3\varpi_0 x^2(1 - \varpi_0 x)^2 &= 0 \\ 2 - 5\varpi_0 x &= 0 \\ x &= \frac{2}{5\varpi_0} \end{aligned}$$

équation qui détermine la surface portante.

Nous retrouvons une fois de plus ce résultat, qui paraît être commun à tous les problèmes de l'aviation, de la constance de la surface portante. Il vient alors pour y :

$$y^2 = \frac{90^3}{75^2 \rho^2 \varphi g} \frac{5^5}{2^2 3^3} \varpi_0^2 = 3750 \frac{\varpi_0^2}{\rho^2 \varphi g}$$

Dans les planeurs dont il s'agit, on peut adopter une construction plus légère que dans les aéroplanes, car il ne s'agit que d'une démonstration de possibilité, et non d'un appareil résistant à la fatigue et aux coups de vent et muni d'organes de manœuvre et d'atterrissage.

D'après les planeurs existants, on peut admettre pour ϖ_0 la valeur 0,05.

On en déduit :

$$x = \frac{2}{5 \cdot 0,05} = 8$$

d'où :

$$S = x^2 = 64$$

L'appareil devra être très grand comme surface (64^{m^2}).

La charge unitaire c est donnée par :

$$c = \frac{90}{x^2(1 - \varpi_0 x)}$$

d'où :

$$c = \frac{5^3}{2^2 \cdot 3} 90 \varpi_0^2$$

Ce qui donne ici :

$$c = 2^k,34.$$

C'est à peu près la charge alaire du pigeon, de la mouette, du milan
Si l'on calcule le poids total P, on obtient :

$$P = cx^2 = \frac{90}{1 - \varpi_0 x} = 90 \frac{5}{3} = 150^k$$

Et pour le poids de la surface portante, on trouve :

$$\varpi_0 cx^3 = 90 \cdot \frac{2}{3}.$$

D'où ce théorème: *La surface portante doit entrer pour les 2/5 dans le poids total.*

Tous ces résultats sont, jusqu'ici, indépendants du rendement ρ , de la qualité q et de la résistance de l'air φ .

Admettons comme précédemment $\rho = 0,06$, $q = 40$ et $\varphi = 0,08$. La valeur de y est alors :

$$y^2 = 8,15$$

$$y = 2,86 \text{ HP}$$

avec une vitesse d'environ 7^m par seconde.

Cette puissance, de près de trois chevaux, est supérieure à ce que l'homme peut produire, mais il ne s'en faut pas de beaucoup, et on conçoit qu'il suffirait d'améliorer légèrement quelques-unes des données du problème pour arriver au but. Ainsi, sans même changer la qualité, on peut espérer porter le rendement à 0,7. Dans ces conditions, on constate qu'il suffirait pour ramener y à 2 HP, de réduire ϖ_0 à $0^k,04$. Cela parait facilement possible, pour peu qu'on cherche dans cette voie.

Ce qui est certain, c'est qu'il faut chercher dans la voie des très grandes surfaces portantes.

Nous nous garderons de conclure. Eussions-nous résolu la question de la surface portante, qu'il resterait beaucoup d'obstacles pratiques, tels que l'essor et l'équilibre. Nous avons seulement voulu montrer qu'il faut se garder d'être affirmatif ni dans un sens ni dans l'autre ; et si, dans un an ou deux, on nous annonçait qu'une bicyclette aérienne a volé en terrain plat pendant quelques secondes, il ne faudrait pas a priori nous montrer incroyables.

CHAPITRE VI.

THÉORIE DE L'AÉROPLANE *(suite)*.

Régimes de marche de l'aéroplane. — Fonctionnement du moteur. — Discussion des cas possibles. — Descente en vol plané. — Descente avec moteur en marche. — Choix de la vitesse de régime. — Perfectionnement à la théorie de l'aéroplane.

RÉGIMES DE MARCHÉ DE L'AÉROPLANE.

La théorie qui précède envisage le problème de l'aéroplane dans sa généralité, la vitesse et la traction pouvant varier indépendamment l'une de l'autre.

C'est, comme nous l'avons dit, le problème qui se pose lorsque l'aéroplane n'est pas encore construit, et qu'il s'agit de calculer ses diverses parties, de connaître la puissance minima nécessaire, et de déterminer les conditions de possibilité du problème.

C'est aussi, entre certaines limites assez restreintes d'ailleurs, celui qui se pose lorsqu'on fait varier la carburation du moteur ; cette manœuvre équivaut à avoir un moteur de puissance variable, et on peut alors faire varier indépendamment la traction et la vitesse ; elle est du reste fréquemment employée, dans le but de ménager le moteur, toutes les fois que cela est possible, en ne lui faisant pas donner toute sa force.

Ce serait le problème général de l'aéroplane, si on pouvait, quelle que soit la vitesse de translation, maintenir le moteur à son régime normal, caractérisé par une vitesse de rotation déterminée, par exemple 1.200 ou 1.400 tours par minute. Mais ceci exigerait que les hélices propulsives aient soit un pas variable, soit une démultipli-

cation variable ; ces dispositifs ne sont pas encore entrés dans la pratique courante.

Nous devons donc maintenant étudier un autre problème, à savoir le régime de marche de l'aéroplane une fois construit. L'appareil étant muni d'un moteur suffisamment puissant réglé une fois pour toutes, et d'hélices propulsives, l'aviateur ne touchant plus au moteur ni au propulseur après la mise en marche, quel sera le régime de marche, quelles seront les vitesses possibles, et comment se comportera l'appareil en dehors de ces vitesses ?

On suppose que le pilote peut régler l'angle d'attaque, et par suite la vitesse, par la manœuvre du gouvernail de profondeur.

Lorsque la vitesse de translation variera, la vitesse angulaire du moteur ne restera pas constante ; elle variera également.

Ceci nous oblige à préciser un peu les conditions de fonctionnement des moteurs à essence de pétrole utilisés en aviation.

FONCTIONNEMENT DU MOTEUR.

Le couple moteur dépend de la pression moyenne des gaz sur le piston. On peut, comme première approximation assez grossière, remarquer que cette pression moyenne est sensiblement constante,

indépendante de la vitesse angulaire. Par suite, le couple moteur sur l'arbre est à peu près constant. Soit C ce couple.

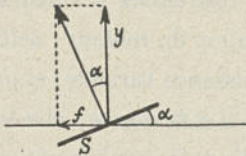


FIG. 85. — Réaction sur un élément d'hélice.

D'autre part, si le propulseur est une hélice géométrique de pas h , et si la résistance de l'air est exactement normale à la surface en chaque point, la traction sera proportionnelle au couple moteur, et

par conséquent constante aussi.

En effet, considérons un élément de surface S de l'hélice, placé à une distance x de l'axe, et incliné d'un angle α (fig. 85) ; la considération du pas nous donne la condition :

$$h = 2\pi x \operatorname{tg} \alpha.$$

Soit c le couple moteur élémentaire appliqué en S ; la force exercée f sera donnée par :

$$fx = c$$

Soit y la traction produite sur l'arbre. On voit immédiatement que :

$$y = \frac{f}{\operatorname{tg} \alpha}$$

d'où :

$$y = f \frac{2\pi x}{h} = \frac{2\pi}{h} fx = \frac{2\pi}{h} c$$

Et si Y est la traction totale, on a en faisant la sommation (1) :

$$Y = \Sigma y = \frac{2\pi}{h} \Sigma c = \frac{2\pi}{h} C$$

La traction Y est donc bien constante si le couple moteur C est constant. (Nous donnerons plus loin, dans la théorie des hélices, une démonstration beaucoup plus générale de cette propriété).

S'il en était ainsi, quelle que soit la vitesse de translation, le moteur produirait une traction constante, à condition qu'il ne dépasse pas sa vitesse de régime, et la traction aux diverses vitesses pourrait être représentée par une droite horizontale interrompue en un certain point A (fig. 86).

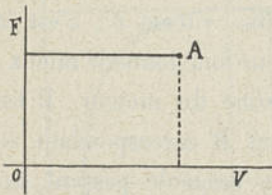


FIG. 86.
Traction constante.

Mais les hypothèses que nous avons énoncées ne sont qu'approximatives, et il est indispensable d'examiner les choses de plus près.

Si on mesure expérimentalement la puissance développée par un moteur à essence aux diverses vitesses,

(1) Pour qu'on ait le droit de faire une sommation appliquée aux éléments de surface d'une hélice, il faut qu'on considère des propriétés qui ne sont pas sensiblement modifiées par la présence des éléments voisins. C'est le cas ici, puisque nous ne considérons que la direction de la réaction élémentaire, sans faire aucune hypothèse sur sa grandeur.

on constate qu'il ne fonctionne convenablement qu'entre certaines limites de vitesse angulaire, et que la courbe des puissances est semblable à celle représentée fig. 87.

Il y a une vitesse minima a au-dessous de laquelle le moteur ne peut pas descendre sans « caler », c'est-à-dire s'arrêter, les explosions étant trop espacées pour entretenir le mouvement. Cette vitesse dépend de l'inertie des pièces tournantes telles que le volant, mais

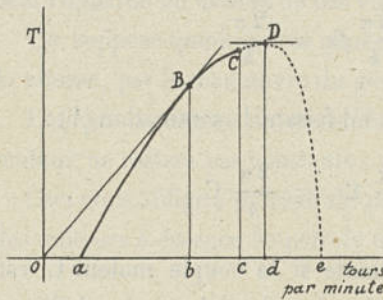


FIG. 87. — Courbe de la puissance d'un moteur à explosion.

elle ne dépend pas que de cela, car aux faibles vitesses le fonctionnement est mauvais et le rendement faible. A la vitesse minima, le couple moteur et la puissance disponibles sont tous deux nuls, puisque le moteur ne peut même pas tourner à vide. Cette vitesse est, dans les moteurs employés, voisine de 150 tours par minute.

A partir de la vitesse a , le fonctionnement devient possible, et le rendement augmente rapidement, c'est-à-dire qu'à carburation égale le couple moteur augmente. Il passe par un maximum pour une certaine vitesse b ; c'est la meilleure vitesse, celle pour laquelle le moteur fonctionne le mieux; c'est celle qu'on appelle la *vitesse de régime* du moteur. Il est facile de voir que, sur la courbe, le point B correspondant au maximum du couple moteur doit avoir sa tangente passant par l'origine.

On peut, sans inconvénient, dépasser un peu cette vitesse, et aller, sans que le rendement s'en ressente notablement, jusqu'à une vitesse C. Du reste, au voisinage du point B, la courbe est presque droite et diffère très peu de sa tangente, de sorte que le point B est difficile à déterminer exactement. Au-delà de la vitesse C, le fonctionnement devient mauvais, principalement par suite de l'inertie des pièces en mouvement et des difficultés de l'alimentation et du refroidissement;

le moteur fatigue, chauffe, et « grippe » très rapidement ; aussi ces vitesses ne peuvent-elles être maintenues que quelques minutes. Cette partie de la courbe est représentée en pointillé.

Il est très important de noter que, au point C, la puissance croît encore, car si le couple moteur diminue, par contre la vitesse augmente, de sorte que le maximum de puissance D a lieu pour une vitesse d qui est déjà en dehors des limites de bon fonctionnement. On ne peut donc faire donner à un moteur son maximum de puissance qu'en le fatiguant rapidement, et il ne faut pas confondre la *puissance normale* avec la *puissance maxima*. Nous insistons sur ce point généralement mal compris : la vitesse de régime n'est pas celle qui correspond au maximum de puissance, mais bien au maximum du couple moteur.

Au-delà du point C, le couple moteur diminue beaucoup et devient rapidement nul. Les limites de bon fonctionnement pour une marche d'une certaine durée sont a et c .

La courbe du couple moteur se déduit facilement de la courbe de la puissance (fig. 88). En B il y a un maximum, puis la courbe commence à redescendre. Au point D qui correspond au maximum de puissance, le couple moteur est déjà en décroissance. La partie de la courbe représentée en pointillé correspond aux vitesses qui fatiguent le moteur.

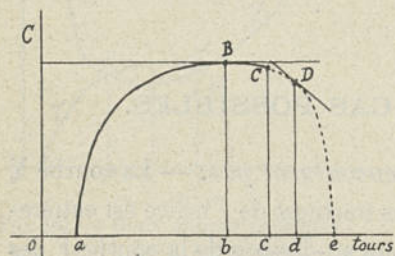


FIG. 88. — Courbe du couple moteur.

La traction exercée par les hélices serait proportionnelle au couple moteur si la direction des réactions de l'air sur

les éléments de surface de l'hélice restait constante.

En réalité, cette direction varie, mais faiblement, de sorte que la courbe des tractions est analogue à la courbe des couples moteurs représentée fig. 88. Toutefois, la tangente en B n'est plus exactement horizontale ; le point B n'a plus de propriété bien caractéristique,

aussi l'incertitude qui règne sur sa position exacte n'a-t-elle pas d'importance.

Les vitesses angulaires du moteur et des hélices et les tractions correspondantes étant données, les vitesses auxquelles doit marcher l'aéroplane se trouvent par là même déterminées. Nous verrons, dans le chapitre des hélices propulsives, comment on peut les calculer. Il suffit pour le moment de savoir qu'en pratique la vitesse de translation V de l'aéroplane varie dans le même sens que la vitesse du moteur. Nous pourrions donc représenter la traction donnée par les hélices, en fonction de la vitesse V de l'aéroplane, par une courbe Y qui, elle aussi, sera analogue à celle de la fig. 88.

D'autre part, la traction nécessaire au vol horizontal est représentée par la courbe F que nous avons vue aux fig. 73 et 74. Suivant la façon dont ces deux courbes se coupent, plusieurs cas peuvent se présenter.

Les diverses positions respectives des deux courbes vont nous permettre de faire la discussion complète du problème, sans écrire aucune formule, et beaucoup plus exactement qu'on ne pourrait le faire par le calcul, car les courbes en question ne peuvent pas se représenter exactement par des équations ; et notamment la formule classique de la traction nécessaire au vol ne représente qu'une partie de la courbe F .

DISCUSSION DES CAS POSSIBLES.

1° *Les deux courbes ne se rencontrent pas.* — La courbe Y

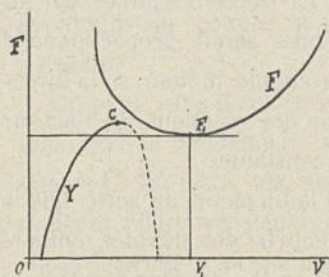


FIG. 89. — Les deux courbes ne se rencontrent pas.

des tractions de l'hélice est entièrement au-dessous de la courbe F des tractions nécessaires au vol horizontal (Fig. 89).

L'aéroplane n'est pas viable. Quelle que soit la vitesse adoptée, la traction des hélices est toujours trop faible. Notons que cela ne veut pas dire que la traction Y est toujours

inférieure à la moindre traction F_1 . Elle peut lui être supérieure, comme nous l'avons précisément représenté sur la figure ci-contre, mais pour des vitesses mal appropriées, trop faibles ou trop fortes.

Il faut faire rentrer dans ce cas celui où les deux courbes sont tangentes; l'aéroplane pourrait à la rigueur se maintenir en l'air, mais ne disposant d'aucun excédent de puissance, il ne pourrait jamais s'enlever de terre.

2° *Les deux courbes se coupent en deux points A' et A'' .* — Ce cas se subdivise en plusieurs autres.

Nous supposons d'abord que *les deux points A' et A'' sont dans la bonne partie de la courbe Y* (fig. 90). Deux allures sont alors possibles, dont les vitesses sont V' et V'' . On les appelle *vitesses de régime*.

Pour ces deux vitesses, la marche sera horizontale; entre les deux, il y a excès de force, et on pourra monter. En dehors de l'intervalle $V'V''$, la traction est trop faible, et la trajectoire sera descendante.

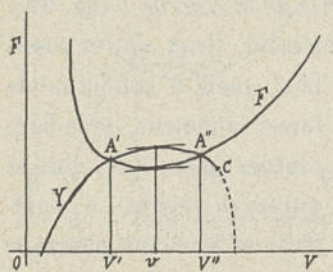


FIG. 90. — Deux allures possibles, toutes deux durables.

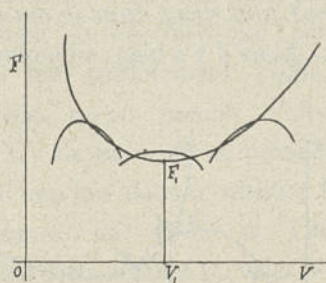


FIG. 91. — Diverses dispositions possibles.

La plus forte pente de montée s'obtiendra à la vitesse v pour laquelle l'excès de force, mesuré par la différence d'ordonnées $Y-F$ des deux courbes, est maximum.

Ce cas est le cas normal, celui qu'il faut chercher à obtenir.

Notons que la moindre traction F_1 peut se trouver placée d'une façon quelconque par rapport aux poids A' et A'' . La figure 91 repré-

sente les trois dispositions possibles. On voit que les deux vitesses de régime peuvent être toutes deux inférieures à la vitesse de moindre traction V_1 , ou toutes deux supérieures, ou enfin encadrer V_1 .

La vitesse V_1 , purement théorique, n'a aucune propriété particulière dans le problème actuel. C'est une erreur de croire, comme cela a été dit parfois, que les vitesses de régime encadrent toujours V_1 , et que les vitesses supérieures à V_1 sont seules réalisables en pratique.

Du reste, les vitesses voisines de V_1 sont toujours les meilleures, en ce qu'elles sont les plus économiques et qu'elles fatiguent le moins les organes propulseurs.

Nous désignerons les deux vitesses de régime par *régime rapide* et *régime lent*.

Nous verrons plus loin que, des deux vitesses de régime possibles, c'est la plus grande, V'' , qu'on préfère dans la pratique et qu'on adopte habituellement.

3° Les deux courbes se coupent, mais les points A' et A'' sont tous deux dans la mauvaise partie de la courbe Y (fig. 92).

— Alors il y a bien, au moins momentanément, deux allures possibles, mais à condition de forcer le moteur, de le faire tourner plus vite que sa vitesse de régime ; il chauffera, et le vol ne pourra se prolonger au-delà de quelques minutes.

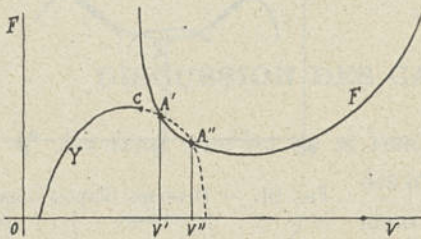


FIG. 92. — Deux allures possibles, mais non durables.

C'est forcément ce qui arrivera si le moteur n'est que strictement suffisant et

doit donner son maximum de puissance ; les deux allures A' et A'' seront voisines de ce maximum qui est, comme nous l'avons vu, situé sur la mauvaise partie de la courbe Y .

Ceci explique pourquoi, en 1907 et 1908, nos aviateurs ne par-

venaient à voler que pendant un temps très court, après lequel le moteur chauffait et refusait tout service.

Il importe de remarquer que, dans ce cas, la moins mauvaise des deux allures est V' , la plus lente, celle qui s'éloigne le moins des vitesses admissibles.

4° Enfin, un dernier cas est celui où le point A' est sur la bonne partie, et le point A'' sur la mauvaise partie de la courbe Y (fig. 93).

Ce cas n'a rien de paradoxal, et il a dû se produire bien des fois dans la réalité.

Des deux allures possibles, une seule, la plus lente, est bonne et durable. La plus rapide ne peut pas être maintenue sans provoquer l'échauffement du moteur. Malheureusement, on adopte habituellement en pratique l'allure la plus rapide, simplement parce que

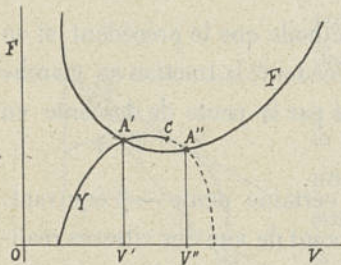


FIG. 93. — Deux allures possibles, la plus lente la seule durable.

l'éducation des pilotes est faite dans ce sens, comme nous le verrons plus loin. On n'arrivera donc pas à maintenir le vol, bien que l'aéroplane soit parfaitement viable à condition qu'on prenne l'allure lente V' . Ce cas a dû se présenter plus d'une fois dans la réalité ; les avions de 1907 et 1908 auraient certainement pu voler plus

longtemps si, au lieu de la vitesse V'' , on avait manœuvré de façon à adopter la vitesse V' qui eût moins fatigué le moteur. Ce résultat eût été très utile à l'époque, et il peut l'être encore ; il nous paraît assez important pour justifier, à lui seul, l'intérêt de l'étude qui précède

Influence d'une augmentation de poids. — Si on augmente la charge de l'appareil, par exemple par l'adjonction d'un passager, la traction nécessaire au vol augmente ; la courbe F remonte, sans

changer d'aspect, et devient G située au-dessus de F (fig. 94). Nous supposons bien entendu qu'elle rencontre encore Y.

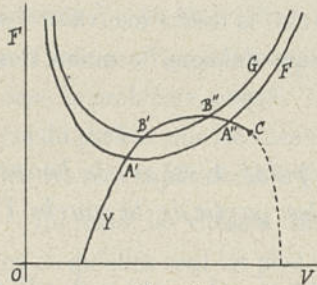


FIG. 94.
Augmentation du poids.

On voit que les deux allures B' et B'' sont comprises entre A' et A''. Si, comme d'habitude, on adopte l'allure supérieure, l'augmentation du poids se traduit donc par une diminution de vitesse, contrairement à une croyance assez répandue. Le contraire arriverait si on adoptait

l'allure inférieure.

DESCENTE EN VOL PLANÉ.

Ce cas peut s'étudier par la même méthode que le précédent si on remarque que, d'après un théorème précédent, la traction en marche horizontale est égale au poids multiplié par la pente de descente en vol plané.

Ainsi, descendre en vol plané à une certaine pente $-\beta$ équivaut, au point de vue des vitesses réalisées, à disposer d'une traction égale à la pente β multipliée par le poids :

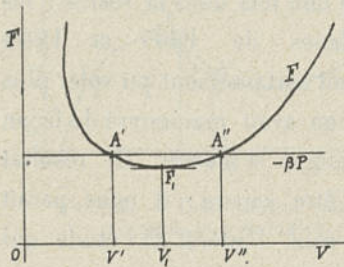


FIG. 95.
Cas de la descente en vol plané.

$$F = -\beta P$$

Figurons la courbe des tractions, comme précédemment (fig. 95).

Figurons aussi la traction $-\beta P$ dont on dispose en descendant à la pente $-\beta$, traction qui est indépendante de la vitesse, et qui est représentée par une droite hori-

zontale. Si la droite $-\beta P$ coupe la courbe F , il y a deux vitesses possibles. Elles sont données par l'équation :

$$-\beta P = F = \frac{P^2 r}{K S V^2} + K' S' V^2. \quad (29)$$

Si la droite est tangente, il n'y a qu'une vitesse possible, qui est la vitesse de moindre traction V_1 . La pente correspondante est donnée par la condition :

$$-\beta P = F_1$$

C'est la plus faible pente possible. Pour toute pente inférieure à cette valeur, $-\beta P$ est plus petit que F_1 , la droite ne coupe pas la courbe ; la pente considérée n'est pas réalisable.

On peut représenter ce problème d'une façon très parlante aux yeux en adoptant, comme l'a proposé M. Soreau, les coordonnées polaires, avec β et V comme coordonnées (fig. 96).

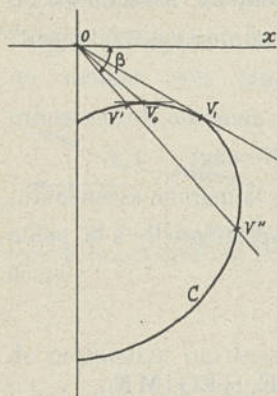


FIG. 96.
Descente en vol plané
(coordonnées polaires).

On considère une pente β , on mène le rayon OV'' incliné de l'angle β , et on prend les longueurs OV' et OV'' égales aux vitesses de régime. On obtient ainsi la courbe de la fig. 96, qui a aussi pour équation l'équation (29).

Les vecteurs OV' et OV'' représentent à la fois par leur direction et par leur longueur, les vitesses possibles de descente en vol plané. On voit qu'il y a une pente minima qui donne OV_1 vitesse de moindre traction.

La vitesse de moindre puissance OV_0 est caractérisée par ce fait que V_0 est le point le plus haut de la courbe.

La discussion qui précède s'applique au vol plané des oiseaux comme aux aéroplanes.

DESCENTE AVEC MOTEUR EN MARCHÉ.

Ce cas équivaut à avoir un supplément de force tractive provenant de la pente de la trajectoire. Dans les figures 89 à 95 ci-dessus, on obtient ce cas en remontant toute la courbe *Y* d'une quantité proportionnelle à la pente de descente, d'où la courbe *Z* (fig. 97).

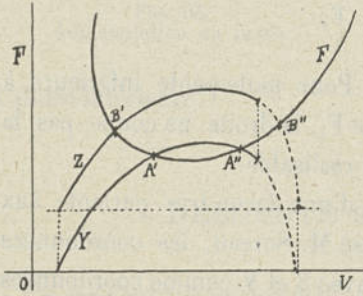


FIG. 97.

Descente avec moteur en marche.

On peut voir que cela augmente le champ des vitesses possibles, les allures *B'* et *B''* comprenant entre elles les allures *A'* et *A''*. Mais on voit aussi que cette manœuvre présente un grave danger, c'est que le point *B''* aura grandes chances de se trouver sur la partie mauvaise de la courbe *Z*, correspondant à une vitesse exagérée du moteur. D'où danger de grippage, et même d'éclatement.

La descente avec moteur en marche est donc à éviter, et il convient, en règle générale, de descendre avec moteur éteint, c'est-à-dire en coupant l'allumage.

On peut étudier de la même façon le cas de la marche ascendante, en abaissant la courbe *Y* d'une quantité proportionnelle à la pente de montée.

CHOIX DE LA VITESSE DE RÉGIME.

Nous allons maintenant examiner les avantages respectifs des deux vitesses de régime *V'* et *V''*, et la manœuvre à faire pour adopter l'une ou l'autre. Elles correspondent à des angles d'attaque *i'* et *i''*. La plus grande correspond au plus petit angle d'attaque. On sait que l'aviateur peut régler à volonté l'angle d'attaque par la manœuvre du gouvernail de profondeur. S'il augmente progressivement l'angle

d'attaque à partir de zéro, la trajectoire est d'abord descendante. Lorsque l'angle atteint i'' , la marche devient horizontale (régime rapide). Entre i'' et i' , la trajectoire devient ascendante, passe par une pente maxima, puis revient à l'horizontale pour l'angle i' (régime lent). Au-delà de i' , la trajectoire est descendante.

Ainsi, lorsqu'on constate que l'on monte, on peut revenir à l'horizontale soit en diminuant, soit en augmentant l'angle d'attaque. Abstraction faite des avantages de la vitesse, le régime rapide n'est pas nécessairement le plus économique des deux.

Le régime lent a l'avantage de moins fatiguer le moteur, et de faciliter l'atterrissage. En cas de vent variable, les perturbations que l'appareil subit sont plus amples qu'avec l'autre régime, mais moins brusques, moins soudaines, et on a en mieux le temps d'y parer.

Ce régime lent présente ceci de curieux, que lorsque le moteur faiblit, la vitesse de translation de l'appareil s'accélère.

Le régime lent donne une meilleure stabilité longitudinale que le régime rapide. La pratique montre, en effet, que pour augmenter l'angle d'attaque il faut accentuer le V formé par le gouvernail de profondeur G et les surfaces principales S



FIG. 98. — Le V longitudinal du gouvernail de profondeur.

(fig. 98), et ce V a un effet favorable à la stabilité automatique ; au contraire, pour diminuer l'angle d'attaque, il faut diminuer le V, et on peut alors diminuer et même perdre tout à fait la stabilité automatique. Il y a une position du gouvernail

de profondeur au-dessous de laquelle il y a danger d'instabilité, et il est utile que l'aviateur ne puisse pas, même s'il le voulait, dépasser cette position (1).

L'efficacité des organes stabilisateurs (gauchissement, ailerons) et du gouvernail de direction étant d'autant plus grande que la vitesse

(1) On ne saurait trop insister sur ce point. L'abaissement excessif du gouvernail de profondeur, notamment lorsque l'aviateur veut descendre, peut faire piquer du nez l'appareil. Beaucoup de chutes et d'accidents graves sont imputables à cette cause.

est plus grande, le régime rapide a, à ce point de vue, l'avantage de donner à l'appareil plus de maniabilité. C'est pourquoi on recommande aux aviateurs, par dessus tout, de ne jamais perdre leur vitesse, car non seulement la sustentation en dépend, mais aussi la maniabilité de l'appareil. Le régime lent présente à cet égard un sérieux inconvénient, c'est qu'une rafale risque davantage d'annihiler subitement la vitesse relative, ce qui a pour effet de provoquer la chute verticale ou même la chute en arrière, sans que le pilote ait aucune action sur les appareils de manœuvre.

Etant au régime rapide, pour monter il faut augmenter l'angle, et pour descendre le diminuer.

Le contraire a lieu si on est au régime lent.

Or, actuellement l'éducation des pilotes est faite de la manière suivante : pour monter, augmenter l'angle d'attaque ; pour descendre, le diminuer. Cette manœuvre aboutit nécessairement à fixer l'appareil à la vitesse de régime rapide.

Mais si on adoptait le principe contraire, partir d'un grand angle d'attaque, le diminuer pour monter, l'augmenter pour descendre, on aboutirait au régime lent sans plus de difficulté. Ce n'est qu'une question d'éducation ; les réflexes à acquérir sont inverses, mais ne sont pas plus difficiles dans un cas que dans l'autre, et c'est une erreur de croire, comme cela a été dit par plusieurs auteurs (1), que le régime lent est instable ou acrobatique.

Quelle que soit la vitesse de l'appareil à un moment donné, pour se fixer à l'une ou l'autre vitesse de régime il suffit de donner à l'appareil l'angle d'attaque correspondant.

La vitesse voulue s'établira d'elle-même, et restera fixe (2), après une courte période de transition, pendant laquelle l'appareil montera ou descendra un peu.

Si on se trouve à une vitesse inférieure à celle qu'on veut

(1) Notamment par M. Painlevé.

(2) Nous supposons bien entendu qu'il s'agit d'un aéroplane bien étudié et muni de surfaces stabilisatrices convenables.

atteindre, l'appareil, aussitôt l'angle d'attaque fixé, fera une abatement pour gagner de la vitesse. Cette abatement peut avoir des inconvénients si on est près de terre, et dans ce cas il faut manœuvrer progressivement.

Si on se trouve à une vitesse supérieure à celle qu'on veut atteindre, l'appareil se cabrera et montera un peu, ce qui n'a pas d'inconvénient.

Si donc on se pose le problème suivant : étant à une vitesse quelconque, passer à l'une des vitesses de régime *sans faire d'abatement*, sans descendre (mais avec faculté de monter), il y a trois cas à distinguer :

1° La vitesse est plus petite que V' . Il faut atteindre une vitesse supérieure ; on ne peut pas éviter de descendre.

2° La vitesse est entre V' et V'' . On peut bien passer au régime lent ; mais pour passer au régime rapide il est indispensable de faire une abatement.

3° La vitesse est supérieure à V'' . On peut passer à l'un ou l'autre des régimes sans faire d'abatement.

Le régime lent est, à ce point de vue, plutôt plus facile à adopter que l'autre.

Une fois atteintes, les vitesses de régime sont toujours stables, aussi bien l'une que l'autre, et se rétablissent d'elles-mêmes si une cause extérieure les a altérées. Seule la préférence personnelle de l'aviateur, ou ses réflexes acquis par éducation, déterminent le choix entre elles.

Ces conclusions sont contraires à celles que M. Painlevé a développées dans la *Technique aéronautique* (1), et qui sont les suivantes :

C'est toujours le régime rapide qui s'établit de lui-même ; le régime lent est instable et ne peut être conservé à moins d'une acrobatie invraisemblable.

(1) Painlevé, Etude sur le régime normal d'un aéroplane, *la Technique aéronautique*, 1^{er} janv. 1910.

Ces conclusions proviennent de la façon défectueuse dont l'auteur s'est posé le problème. Il astreint l'appareil à changer d'allure *sans monter ni descendre*, en restant à hauteur constante même pendant la période transitoire. Le problème ainsi posé est, par lui-même, nécessairement acrobatique, à peu près au même titre que celui qui consisterait, étant à bicyclette, à suivre rigoureusement une ligne tracée sur le sol, sans autoriser les légères sinuosités nécessaires au maintien de l'équilibre.

Poser la question ainsi n'a aucun intérêt ; il est à la rigueur admissible qu'on astreigne l'aviateur à ne pas faire d'abatée, mais on doit lui laisser au moins la faculté de monter.

En l'obligeant à suivre une horizontale, on lui interdit par là-même les véritables manœuvres usitées en pratique. Quand un aéroplane est stable, il rétablit automatiquement sa vitesse au moyen de légères oscillations en hauteur. En posant un problème qui ne permet pas ces oscillations, et qui par conséquent exclut d'avance le jeu de la stabilité automatique, M. Painlevé arrive à cette conclusion contradictoire que, à l'allure lente, la vitesse est instable si l'aviateur gouverne, et stable s'il ne gouverne pas ! (*Sic*).

Une autre conclusion inexacte de l'étude précitée est que, lorsque

la vitesse initiale V est intermédiaire entre V' et V'' , en manœuvrant à hauteur constante la vitesse augmente nécessairement et aboutit au régime A'' (fig. 99). En réalité, à la vitesse V correspondent deux angles d'attaque ; l'un donne l'allure M considérée par l'auteur, l'autre donne l'allure N qui exige une plus forte traction et qui, par suite, fera ralentir l'appareil et le rapprochera du régime A' .

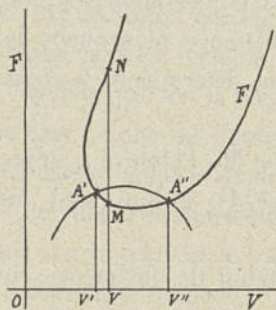


FIG. 99. — Passage de la vitesse initiale V à une vitesse de régime.

Seulement cette allure N est sur la partie de la courbe des tractions qui n'est pas contenue dans les formules que M. Painlevé a prises pour base. Cet exemple montre le danger qu'il y a à faire la discussion d'un

problème sur des formules qui n'en représentent qu'une assez faible partie; la discussion en implique alors l'extrapolation, qui peut ne pas être légitime. Il est préférable de discuter sur des courbes expérimentales.

Tout ceci montre une fois de plus qu'en aviation la grande difficulté est de bien poser les problèmes sur leur véritable terrain, avec un choix d'hypothèses conformes à la réalité.

PERFECTIONNEMENT A LA THÉORIE DE L'AÉROPLANE.

La théorie que nous avons développée ci-dessus est basée sur les formules proposées par M. Soreau en 1908 pour représenter les composantes de la réaction de l'air sur une surface plane ou arquée, formules qui sont les suivantes :

$$\left| \begin{array}{l} H = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^2 + K'S'V^2 \end{array} \right.$$

Or, nous avons vu, au chapitre IV, que ces formules ne sont pas satisfaisantes, et qu'il convient de les remplacer par les suivantes :

$$\left| \begin{array}{l} H = KSV^2 i \\ F = KSV^2 ri^n + K'S'V^2 \end{array} \right.$$

dans lesquelles l'exposant n est plus grand que 2, et compris 2 et 4.

Il n'y a aucune difficulté à reprendre toute la théorie de l'aéroplane en partant de ces formules générales; on trouve une série de théorèmes analogues à ceux qui ont été indiqués ci-dessus, peu différents comme forme, et dans lesquels les coefficients numériques surtout sont changés.

Nous ne développerons pas de nouveau toute la théorie, ce serait long et sans grand intérêt; nous nous bornerons à étudier rapidement le cas de $n = 3$. Pour les types de surfaces expérimentés par M. Riabouchinsky, nous avons vu qu'on trouvait n tantôt égal à 2,5, tantôt à 3, tantôt à 4.

En prenant comme valeur approchée $n = 3$, nous devons être dans une bonne moyenne applicable à la pratique ; les résultats que nous trouverons seront à coup sûr plus exacts que ceux de la théorie qui précède.

En marche horizontale, on a $H = P$, et on peut écrire :

$$\begin{cases} P = KSV^2 i \\ F = Pr^2 + K'S'V^2 \end{cases}$$

Cherchons la vitesse de moindre traction V_1 .

On peut écrire :

$$F = \frac{P^3 r}{K^2 S^2 V^4} + K'S'V^2$$

Annulant la dérivée de F par rapport à V , on obtient :

$$-\frac{4P^3 r}{K^2 S^2 V^5} + 2K'S'V = 0$$

équation qui peut se mettre sous les deux formes suivantes :

$$\frac{2P^3 r}{K^2 S^2 V_1^4} = K'S'V_1^2$$

$$V_1^6 = \frac{2P^3 r}{K^2 S^2 K'S'}$$

La première équation montre que *le minimum de traction a lieu quand la résistance de pénétration est double de la résistance de sustentation*. Ce théorème est plus exact que le théorème classique dû à Pénaud. Il explique ce fait que, dans les aéroplanes, la résistance de pénétration est beaucoup plus importante qu'on ne s'y attend d'après la théorie de Pénaud, fait que les théoriciens ont souvent remarqué sans en trouver la raison.

Dans la théorie générale où on laisserait l'exposant n , on trouverait que la résistance de pénétration doit être $n - 1$ fois plus grande que la résistance de sustentation.

La deuxième équation donne la vitesse de moindre traction V_1 .

On trouve d'une manière analogue, pour la vitesse de moindre puissance, le théorème suivant : *le minimum de puissance a lieu quand la résistance de pénétration est égale à la résistance de sustentation* (en général, $\frac{2n-1}{3}$ fois plus grande).

Ce théorème est également plus exact que le théorème classique de Pénaud.

Pour la vitesse de moindre puissance V_0 , on trouve :

$$V_0^6 = \frac{P^3 r}{K^2 S^2 K' S'}$$

Remarquons que V_1 et V_0 sont liés par la relation :

$$\left(\frac{V_1}{V_0}\right)^6 = 2$$

d'où :

$$\frac{V_1}{V_0} = 1,12$$

Les angles d'incidence correspondants sont dans le rapport de 4 à 4,25.

On voit que V_1 et V_0 diffèrent beaucoup moins l'un de l'autre que dans la théorie de Pénaud qui donnait un rapport de 4,32. Pratiquement V_1 et V_0 se confondent.

De même si on calcule les puissances T_0 et T_1 , on trouve :

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{3}{2\sqrt{2}} = 1,06$$

au lieu de 4,14 dans la théorie de Pénaud.

Ainsi les allures de moindre traction et de moindre puissance diffèrent beaucoup moins qu'on ne l'a admis jusqu'ici, et *pratiquement elles se confondent*, résultat très important.

Précisément nous avons vu, au chapitre IV, que, parmi les surfaces expérimentées par M. Riabouchinsky, si on cherche celles qui

correspondent à la moindre traction et à la moindre puissance, on trouve que c'est la même surface (l'arquée au 30°) qui répond à ces deux conditions, et pour des angles d'incidence sensiblement égaux ; tandis que la théorie de Pénaud aboutit à des angles très différents, dans le rapport de 1 à 1,73.

Si on prend $n = 4$, comme cela paraît être indiqué pour certaines arquées, les deux régimes se rapprochent encore davantage l'un de l'autre.

Il y aurait lieu de modifier de la même manière les théorèmes relatifs à la montée et à la descente de l'aéroplane.

Par contre, rien ne sera changé à l'étude des familles d'aéroplanes semblables, où ne figure que la notion de *qualité* ; rien non plus à l'étude des régimes de marche.

Dans la recherche de l'inclinaison optima de l'axe de l'hélice, le résultat subit un changement important ; on trouve :

$$\gamma = 3ri^2$$

Il en résulte que γ est d'un ordre de grandeur beaucoup plus petit que i ; sa valeur n'est que de 1 à 2° ; l'hélice doit être à axe presque horizontal. C'est du reste ce que font les constructeurs ; une théorie trop sommaire semblait leur donner tort ; notre théorie plus exacte semble leur donner raison, tout au moins pour certaines formes des surfaces sustentatrices.

Nous bornons ici cette théorie nouvelle. Lorsqu'on possédera des résultats d'expériences plus nombreux, il y aura peut-être lieu de l'adopter définitivement à la place de celle que nous avons développée.

QUATRIÈME PARTIE

DOCUMENTS DIVERS

BIBLIOGRAPHIE

Cours professés aux écoles d'arts et métiers. — Cours de mécanique. — 4^e volume : *Thermodynamique, Chaudières, Machines et Turbines à vapeur* ; par A. BAZARD, sous-directeur de l'École d'Arts et Métiers d'Angers. 1 vol. de 589 pages, avec 538 figures. 1910. L. GEISLER, éditeur, 1, rue de Médicis, Paris.

Cet ouvrage que la Librairie GEISLER présente aujourd'hui est rédigé avec la clarté et la simplicité qui ont fait le succès des 3 précédents volumes.

Il est conforme au nouveau programme d'enseignement de la mécanique dans les Écoles d'Arts et Métiers et tient le milieu entre les traités théoriques et les manuels purement descriptifs.

Après quelques notions élémentaires sur la thermo-dynamique, on y trouve des généralités sur les chaudières, les surchauffeurs, les appareils de sûreté et de contrôle, l'alimentation et la condensation.

L'étude de la machine à vapeur y est faite avec plus de détails ; les diverses distributions sont examinées successivement ainsi que les épures relatives à chacune d'elles et les différents moyens employés pour faire varier la détente ou pour changer le sens de la marche.

Les questions relatives au rôle et au calcul des régulateurs et des volants, à l'évaluation de la puissance indiquée et de la puissance effective sont traitées avec soin et appliquées à des exemples. Les nouveaux systèmes de dynamomètres et de torsiomètres y sont passés en revue. La dernière partie du volume est consacrée aux turbines à vapeur qui se sont répandues si rapidement dans la marine et dans nombre d'installations importantes.

L'auteur a insisté sur les points délicats qui auraient pu présenter des difficultés pour le lecteur et a su mettre l'ouvrage à la portée de tous. Aussi sommes-nous persuadés que ce volume sera accueilli avec la même faveur que ceux qui l'ont précédé.

Teinture, Corroyage et Finissage des Cuirs, par M.-C. LAMB, F. C. S., Directeur de la Section de Teinture au Collège technique de la "*Leathersellers' Company*", de Londres, traduit par Louis MEUNIER, Docteur ès-sciences, Chargé de cours à l'Université de Lyon, Professeur à l'École française de Tannerie et Jules PRÉVOT, Licencié ès-sciences, Ancien Élève des Écoles de Tannerie de Lyon, Leeds, Londres, Vienne et Freiberg. In-8 (25-16) de vi-470 pages, avec 203 figures et 4 planches d'échantillons; 1910. — Librairie GAUTHIER - VILLARS.

Préface des Traducteurs. — Depuis vingt ans, l'apparition du tannage au chrome et le développement rapide de l'emploi des extraits tanniques ont déterminé un changement d'orientation complet dans l'industrie de la tannerie et de la mégisserie. Esclaves jusqu'à cette époque de la routine et de l'empirisme le plus étroit, ces deux industries se sont brusquement émancipées et se sont placées rapidement sous la protection de la Science et sous son contrôle rigoureux. Ce mouvement s'est manifesté principalement en Angleterre et il n'a cessé de s'y développer, grâce au magistral enseignement créé à l'Université de Leeds par le professeur PROCTER, dès

l'année 1894, et qui a servi de base à l'un de nous pour l'organisation scientifique de l'École française de Tannerie installée à l'Université de Lyon.

L'enseignement supérieur des Universités de Leeds et de Lyon ne s'adresse forcément qu'à un public d'étudiants assez restreint, ayant déjà reçu une préparation scientifique relativement élevée, et il restait à créer un enseignement plus populaire et plus pratique. Cette création a été faite en Angleterre par notre excellent collègue et ami le D^r PARKER, fort bien secondé par des collaborateurs de premier ordre, en tête desquels il convient de citer M. M.-C, LAMB.

En France, c'est en 1899 que le Syndicat général de l'Industrie des Cuirs et Peaux de France créa à l'Université de Lyon, dans le service du professeur VIGNON, un enseignement correspondant à celui qui existait déjà à l'étranger. Il serait désirable, au point de vue du développement de l'enseignement technique, de voir se multiplier en France des créations permettant d'organiser, avec des ressources relativement modestes, des centres d'études spécialisés dans diverses industries. L'Université de Leeds est un modèle du genre : ses chaires de teinture, de tannerie, de mécanique appliquée, etc., sont célèbres et ont rendu de grands services à l'industrie anglaise.

Dans des publications antérieures (1) nous nous sommes efforcés d'étudier l'industrie de la tannerie au point de vue scientifique, dans le but de documenter les chimistes ayant à travailler dans cette spécialité ; nous nous proposons aujourd'hui de donner au public français une idée de l'œuvre de vulgarisation entreprise par l'École de Tannerie de Londres, particulièrement par M. Ch. LAMB. Ce sera d'ailleurs le premier Ouvrage paraissant dans notre langue, qui soit écrit à ce point de vue...

Notre traduction s'adresse tout particulièrement aux contremaîtres et aux chefs d'atelier ; nous espérons qu'elle rendra service égale-

(1) *La Tannerie*, par LOUIS MEUNIER et CLÉMENT VANEY (Gauthier-Villars, éditeur, Paris). *Études sur l'Enseignement technique des Industries du Cuir en Angleterre*, par J. PRÉVOT (éditées par le Syndicat général de l'Industrie des Cuirs et Peaux de France).

ment aux chimistes et aux élèves de l'École française de Tannerie. Ils y trouveront, exposés sous une forme simple, à côté des questions qui leur sont familières, des indications nouvelles sur les méthodes de travail et les *tours de mains* usités en Angleterre pour certaines spécialités encore peu développées en France.

En ce qui nous concerne, la seule récompense que nous ambitionnons pour notre effort, c'est de contribuer à nouveau, dans une certaine mesure, si petite qu'elle soit, aux progrès de l'une des plus importantes et des plus difficiles industries françaises.

TABLE DES MATIÈRES.

Préface des traducteurs. Abréviations. Transformation des mesures anglaises. — CHAP. I. *Généralités sur les opérations préliminaires*. Triage de peaux tannées au sumac. Skivers, chèvres, sumac, roans, veaux. Trempe avant le sciage, le dérayage et la teinture. Refendage des cuirs. Machines à scier « Union ». Machine à couteau alternatif. Scie à ruban. Adaptations, grandeurs de machines, réglage, nettoyage, rouleau segmenté, vitesse, conclusion. Dérayage. Mise au vent. Gros cuirs et kips; veau tanné à l'écorce. Blanchissage ou éclaircissement. Passage au sumac. Mise au vent des flancs. Chèvres et moutons de l'Est indien vulgairement appelés « Persans ». Préparations des Basanes. Préparation des peaux tannées au sumac. Fleurs sciées, Chèvres, mouton et veau. — CHAP. II. *Blanchiment proprement dit*. Blanchiment au soufre, aux hypochlorites, aux peroxydes, au permanganate, au plomb. Machine pour le blanchiment. — CHAP. III. *Agents de démontage*. Démontage avec les alcalis faibles. Emploi des hydrosulfites pour le démontage des cuirs teints. Tableau des matières colorantes utilisées pour la teinte du cuir. — CHAP. IV. *Méthodes de teinture*. La teinture au plongé, teinture au baquet. Méthode à deux baquets. Teinture au moulin à palettes, au tonneau. Machine à teindre. — CHAP. V. *Matières colorantes artificielles*. Couleurs dérivées du goudron de houille. Classification des matières colorantes artificielles. Couleurs basiques. Fixage avant teinture, Échantillons de cuir teint avec le rouge Magenta. Couleurs acides. Cuir teint avec le vert acide. Couleurs directes ou couleurs substantives. Eosines. Couleurs au soufre. Couleurs pour mordants. Couleurs Janus. Couleurs grasses. Dissolution des matières colorantes artificielles. Impuretés. Couleurs mélangées. — CHAP. VI. *Matières colorantes naturelles*. Campêches. Fustet. Bois du Brésil, bois de

pêcher, bois de Lima, bois de Sapan, bois de Pernambuco, Cochenille. Curcuma, Graines de Perse. Safran. Orseille de Cudbear. Cachou. Copeaux d'ébène. Indigo. — CHAP. VII. *Mordants*. Mordants de fer. Sulfate de fer ordinaire. Nitrate de fer. Mordant de rouille. Acétate ferreux ou pyrolignite de fer. Mordants d'alumine. Sulfate d'alumine, alun. Mordants de titane. Mordants de chrome. Alun de chrome. Bichromate de potassium ou de sodium. Chromate de potassium neutre ou chromate jaune. Mordants de plomb. Acétate de plomb. Mordants d'étain. Chlorure stanneux ou sel d'étain. Chlorure stannique ou bichlorure d'étain. Mordants de cuivre. Sulfate de cuivre. Acétate de cuivre. Mordants d'antimoine. Tartre émétique. Lactate d'antimoine. — CHAP. VIII. *Couleurs, comment les assortir*. Complémentaires. Teinture d'après échantillon. Assortiment des couleurs à la lumière artificielle. — CHAP. IX. *L'eau*. Eau de pluie. Eau de la surface du sol. Eau de puits peu profonds. Eau des puits artésiens. Dureté de l'eau. Impuretés ferriques. Carbonates alcalins. Hydrogène sulfuré. Purification de l'eau employée en teinture. Épurateur Criton, Buun-Lowener, Douulton. — CHAP. X. *Teinture à la brosse*. Emploi de couleurs acides dans la teinture à la brosse. Emploi des teintures basiques. — CHAP. XI. *Essorage et mise au vent après teinture*. — CHAP. XII. *Préparation et application des « fat-liquors » et des émulsions*. Huile sulfonée. — CHAP. XIII. *Essorage et sèche*. Essorage. Séchage. Emploi du thermomètre hygrométrique. Séchage à l'étuve. — CHAP. XIV. *Palissonnage et parage à la lunette*. Palissonnage à la machine. Parage à la lunette. — CHAP. XV. *Substances employées pour le finissage des cuirs*. Albumine. Lait et caséine. Colle forte et gélatine. Colle de poisson. Graine de lin. Gélatines végétales. Mousse d'Islande. Gomme adragante. Gomme tragasol. Gomme arabique et gomme de genévrier. Shellac ou Stick-Lack. Amidon de blé, de pomme de terre, de maïs, de sagon. Cires. Recettes de finissages. Cuirs teints glacés. Cuirs noirs glacés. Finissages unis pour glaçage à la main ou à la machine. Finissage à la cire, à la gomme laque. — CHAP. XVI. *Meulage ou dolage*. — CHAP. XVII. *Apprêts, glaçage, finissage*. Passage des apprêts ou flanchage. Lissage à la main, à la machine. « Jigger » à pendule ou « Buck ». Lustrage à la machine. Roulage. Ajustage des machines à glacer. Vitesse. CHAP. XVIII. *Empreintes et reliefs*. — CHAP. XIX. *Brossage, roulettage, repassage et calandrage*. — CHAP. XX. *Grainage ou liégeage*. Tables à grainer. Tapis. Chèvre. Grain long. Grain de biais. Grainage à la machine. — CHAP. XXI. *Nouveauté et cuir fantaisie*. Cuir marbré, tacheté. Cuir de Cordoue ou cuir antique. Cuir mordoré. Cuirs velours, Moutons velours.

Veaux velours. — CHAP. XXII. *La teinture et le vernissage du cuir au chrome.* — CHAP. XXIII. *Corroierie du cuir au chrome combiné.* Peaux fortes, kips, flancs de kips. Cuir combinés au chrome de couleur. — CHAP. XXIV. *Teinture et finissage du cuir à l'alun.* Teinture du cuir mégis au plongé. — CHAP. XXV. *Teinture et finissage des cuirs tannés à l'huile.* Préparation. Blanchiment. Nourriture. — CHAP. XXVI. *Corroierie.* Nourriture au tonneau. Nourriture par immersion. Finissage des cuirs cirés, du cuir pour harnais noirs, des cuirs pour harnais bruns. — CHAP. XXVII. *Teinture des tapis de laine et des fourrures.* Essoreuse. Tapis de couleur. Teinture aux couleurs acides. La teinture des fourrures. Mordants pour peaux à fourrures. Peaux de lièvres. — CHAP. XXVIII. *Comparaison des produits tinctoriaux et essai de ces derniers.* Table des figures.

Machines frigorifiques, construction, fonctionnement, applications industrielles, par M. le D^e H. LORENZ, Professeur à l'École technique de Dantzig et par le D^r Ing. C. HEINEL. Chargé de Cours à l'École technique de Berlin, traduit de l'allemand par M. P. PETIT, Professeur à la Faculté des Sciences de Nancy, Directeur de l'École de Brasserie et par M. PH. JACQUET, Ingénieur, Co-gérant des Brasseries Th. BOCH et Cie. — 2^e édition française considérablement augmentée. Volume in-8 (25-16) de VIII-424 pages avec 314 figures ; 1910. Librairie GAUTHIER-VILLARS.

Extrait de la Préface de la 4^e édition allemande. — De même que dans les précédentes éditions, le but de cet Ouvrage est d'offrir aux industriels qui possèdent des installations frigorifiques, comme aussi à l'ingénieur constructeur, tous les renseignements nécessaires à la solution des problèmes pratiques qu'ils sont appelés à résoudre.

Les auteurs ont évité les développements théoriques trop étendus ; ils se sont attachés à mettre surtout le lecteur en état de se faire une opinion documentée, dans chaque cas particulier, plutôt qu'à étudier en détail tous les problèmes qui peuvent se poser.

Il a paru nécessaire d'étudier d'une façon plus complète, dans cette

nouvelle édition, le côté construction, de préciser ce qu'on demande de chaque organe en particulier, de présenter les différentes solutions possibles et enfin d'examiner les avantages et les inconvénients des types les plus courants.

Un chapitre traite spécialement des principes qui doivent présider à l'exploitation d'une installation frigorifique; les renseignements qu'on y lira se complètent par ceux qu'on trouvera dans d'autres chapitres, à propos de l'étude et de la critique des différents types.

Extrait de la Préface des Traducteurs. — La quatrième édition de *Neuere Kühlmaschinen*, dont nous présentons la traduction française, est en réalité un ouvrage entièrement nouveau et, en la comparant à la première édition française, vieille de douze années, on peut mesurer l'importance acquise par les questions frigorifiques, soit comme études techniques, soit comme applications industrielles et hygiéniques. Le professeur LORENZ et son collaborateur, le D^r-Ing. HEINEL, ont, dans ce domaine, une compétence universellement reconnue, et ils ont exercé une influence prédominante sur le développement de l'industrie frigorifique en Allemagne.

Dans notre pays, nous assistons à l'aurore d'un tel mouvement et il suffit, pour le constater, de considérer le succès obtenu par le premier Congrès international du froid, organisé à Paris, en 1908, par M. de LOVERDO, la création de l'Association Française du Froid, avec ses sections répandues sur tout le territoire et sa revue si documentée, enfin, les installations frigorifiques qui se multiplient, en vue de la conservation et du transport des denrées alimentaires, au grand bénéfice de l'hygiène publique et aussi des producteurs.

Il nous a semblé que la traduction du livre de LORENZ et HEINEL, ouvrage classique en Allemagne, répondait aux besoins de l'heure présente et que l'accueil favorable fait à notre traduction de la quatrième édition, nous permettait de présenter celle-ci avec confiance au public français.

La quatrième édition allemande a gardé toutes les qualités de

clarté et de précision, comme aussi la documentation impeccable de la première ; nous avons fait tous nos efforts pour lui conserver, autant qu'il a été possible, ces mêmes qualités, et nous espérons qu'elle pourra aussi rendre quelques services à toutes les personnes qui s'occupent des installations frigorifiques ou qui en exploitent.

TABLE DES MATIÈRES.

CHAP. I. *Les principes de la théorie de la chaleur.* La température. La chaleur. Equivalence de la chaleur et du travail mécanique. Valeur de transformation de la chaleur. Conductibilité et rayonnement de la chaleur. — CHAP. II. *Les méthodes de production du froid. Énergie qu'elles consomment.* Méthodes de production du froid. Propriétés chimiques des principaux agents frigorifiques. Propriétés physiques des principaux agents frigorifiques. Travail indiqué des machines à compression. Travail total des machines à compression. Consommation d'énergie des machines à absorption. Désignation commerciale des machines frigorifiques d'après leur puissance. — CHAP. III. *Construction des compresseurs.* Le cylindre. Cylindre des machines à ammoniaque. Cylindre des machines à acide sulfureux. Compresseur à acide carbonique. Diminution facultative de l'aspiration du compresseur pour réduire la production du froid. Bâti, glissière, coussinet. Appareillage spécial des compresseurs. Révision des compresseurs. Tuyauterie entre le compresseur, le condenseur ou le réfrigérant. Dispositions d'ensemble des tuyauteries. Séparateurs d'huile des machines à ammoniaque. — CHAP. IV. *Actionnement des compresseurs.* Différents modes d'actionnement. — CHAP. V. *Condenseurs et réfrigérants.* Action des condenseurs. Condenseurs à immersion. Refroidisseurs du fluide. Condenseurs à ruissellement. Disposition des condenseurs à ruissellement et des appareils à récupération d'eau. Les réfrigérants. Place de divers appareils et de leur tuyauterie. — CHAP. VI. *Machines frigorifiques de petit modèle.* Machines à moteur. Machines à glace fonctionnant à bras. — CHAP. VII. *La machine à absorption.* Construction des appareils. Montage, mise en marche, fonctionnement. Petite machine à absorption simplifiée. Utilisation des machines à absorption. — CHAP. VIII. *Production de la glace.* Emplois de la glace. Les bacs à glace. Fabrication de glace transparente. Quantité de froid nécessaire à la production de la glace. Bacs à glace pour petites installations. Autres applications diverses. — CHAP. IX. *Refroidissement de l'air.* Lois du refroidissement de l'air.

Classification des divers systèmes de refroidissement. Refroidissement par circulation naturelle. Effet utile de refroidissement par circulation d'air naturelle. Dégel des batteries. Répartition du froid. Refroidissement par circulation d'air artificielle. Les frigorifères. Effet des installations à circulation artificielle. Régénération du bain salé. Aspiration d'air frais. Calcul des appareils frigorifères. Système mixte de réfrigération. — CHAP. X. *Refroidissement des liquides*. Appareils pour le maintien des liquides à température constante. Appareils pour le refroidissement des liquides. — CHAP. XI. *Choix et utilisation des isolants*. Propriétés des isolants usuels. Isolation des tuyauteries. Isolation des bacs et récipients divers. Matériaux isolants pour constructions. — CHAP. XII. *Les principales applications du froid artificiel*. Industrie de la brasserie. Industrie de la boucherie. Glacières et frigorifiques divers. Industrie laitière. Industrie minière. Pistes de glace artificielle. Refroidissement et dessèchement de l'air pour les habitations, les salles de réunion et les ateliers. Autres applications diverses. — CHAP. XIII. *Surveillance et entretien des machines à compression*. Compresseur. Détendeur et robinets-valves de commande. Contrôle de la charge. Entretien extérieur des condenseurs et du réfrigérant. — CHAP. XIV. *Contrôle du rendement au moyen de la production de glace*. Contrôle par détermination du rendement au réfrigérant. Détermination du rendement par condensation de vapeur dans un bain salé de température constante. Essai calorimétrique à l'état d'équilibre des installations avec pompe de circulation.

ANNEXE. Machine frigorifique à évaporation d'eau (système Westinghouse-Leblanc).

Expériences sur le Travail des Machines-Outils : Alésage, par C. CODRON, ingénieur-professeur à l'Institut Industriel du Nord. In-4° de 120 pages avec 150 figures. H. DUNOD et E. PINAT, éditeurs, 1910.

Cette étude de l'alésage complète les précédentes études de M. CODRON sur les expériences concernant le travail des machines-outils pour les métaux.

L'auteur considère en premier lieu les opérations si importantes

et si précises de l'alésage proprement dit des trous de petit diamètre, en signalant les modèles divers d'alésoirs à main, avec leurs inconvénients ou leurs qualités qui ressortent des essais faits avec différents métaux.

Ensuite est traité l'alésage des grands diamètres avec les outils de coupe ordinaires ; les multiples essais comparatifs indiquent les efforts qui sollicitent les outils et les énergies dépensées pour le travail de coupe, tout en faisant ressortir les rapports des éléments utiles pour le calcul des machines à aléser.

De nombreux diagrammes facilitent les comparaisons des résultats.

Nous ne doutons pas que ce travail sera accueilli favorablement et avec autant d'empressement que ceux qui l'ont précédé.

Nouveaux mécanismes et nouvelles méthodes pour l'essai des métaux, par Pierre BREUIL, chef honoraire de la section des métaux au Laboratoire d'essais du Conservatoire des Arts et Métiers. In-4° de 316 pages avec 253 figures. H. DUNOD, et E. PINAT, éditeurs, 1910.

M. Pierre BREUIL a réuni en un volume les études qu'il a faites sur les nouveaux mécanismes et méthodes pour l'essai des métaux. L'auteur, grâce à ses fonctions antérieures, a été en contact immédiat avec les mécanismes et méthodes qu'il a décrits ; aussi a-t-il présenté le sujet avec toute la compétence désirable. Il a fait l'examen critique et approfondi des innovations récentes du domaine de l'expérimentation des métaux. Son travail, dans lequel il a inséré un grand nombre de résultats qui lui sont personnels, est la mise au point impartiale et autorisée, de questions qui sont de plus en plus appréciées par les ingénieurs. Les 250 figures qu'il contient complètent la valeur de ce volume si documenté et où les meilleurs travaux français et étrangers sont exposés. Nous le recommandons

en toute assurance à l'appréciation des ingénieurs et des industriels qui ont besoin d'être mis sûrement et impartialement au courant des méthodes et mécanismes d'essais des métaux

Dernière évolution du moteur à gaz, par Aimé WITZ, Ingénieur des Arts et Manufactures, Docteur ès-sciences, Professeur à la Faculté libre des Sciences de Lille, Lauréat de l'Institut (Prix Montyon de mécanique) et de la Société des Ingénieurs civils de France (Prix Schneider), Membre correspondant de l'Institut. 1 volume grand in-8 de 469 pages avec 168 figures (*Complément de la 4^e Édition du Traité théorique et pratique des Moteurs à gaz et à pétrole*). L. GEISLER, imprimeur-éditeur, Librairie des Sciences et de l'Industrie, 1910.

La quatrième édition du *Traité des Moteurs à Gaz et à Pétrole*, de M. Aimé WITZ, a paru en 1904 : les gazogènes à gaz pauvre occupaient déjà une place considérable dans l'industrie ; l'utilisation directe des gaz de hauts fourneaux et de fours à coke commençait à se développer, et des unités de mille chevaux effectifs se construisaient partout : l'avenir des puissants moteurs à gaz se dessinait et permettait toutes les espérances. Le traité de M. WITZ présentait un tableau exact et complet de la situation ; au double point de vue théorique et pratique, il résumait tout ce qui était acquis et signalait tout ce qui pouvait être espéré.

Mais les choses ont progressé depuis la publication de cet ouvrage et il est devenu nécessaire de le compléter. L'auteur a consenti sur notre demande, à décrire l'évolution qui s'est faite au cours des dernières années : nous sommes convaincus que le Professeur des Facultés libres de Lille intéressera de nouveau un grand nombre de lecteurs, et que les acheteurs des premières éditions de son *Traité* lui resteront fidèles.

Le plan du nouveau livre est calqué sur celui du *Traité*. Après

avoir caractérisé l'évolution qui s'est produite, en quelques pages précises et lumineuses, l'auteur passe en revue les combustibles divers, qui sont l'aliment des moteurs, et il fait une large place aux gazogènes à gaz pauvre et à l'épuration des gaz de métallurgie.

TABLE DES MATIÈRES.

CHAP. I. *Quelques pages d'histoire.* — CHAP. II. *L'aliment des moteurs.*
I. Gaz d'éclairage dit gaz de ville. — II. Les gaz mixtes et les gaz pauvres. Les meilleurs gaz pauvres. Les meilleurs combustibles. Les meilleurs gazogènes. La meilleure épuration. Conduite des gazogènes. Calculs d'établissement. Projet de construction. Monographie des gazogènes. Nouveau gazogène Riché. Nouveau gazogène Dowson. Gazogène Pintsch. Nouveaux gazogènes Fichet et Heurtey. Nouveaux gazogènes Letombe. Gazogène Pierson. Gazogène Piat. Gazogène Boutillier. Gazogène Winterthur. Gazogène Kœrting. Gazogène Krupp. Gazogène Nuremberg. Gazogène Bollinckx. Gazogène Capel. Gazogène Cateau. Gazogène Pœtter. Gazogène Inchauspé. Gazogène Hanappe. Gazogène Griffin. Gazogène Heinen. Gazogène Marconnet. — III. Le gaz de four à coke. — IV. Les gaz de hauts-fourneaux. — V. Les carburants et l'air carburé. — VI. Les alcools. — CHAP. III. *Les théories.* I. La théorie générique des moteurs. — II. La théorie expérimentale des moteurs. Les actions de paroi. Canons et moteurs. Les régimes de combustion. Les rendements. — III. La théorie des turbomoteurs à gaz. — CHAP. IV. *Les essais.* I. Mesure des consommations. — II. Mesure des puissances. — III. Conduite des essais. — IV. Résultats d'essais. — V. Calculs d'établissement. — CHAP. V. *Les organes des moteurs.* I. Données de construction. Cylindres. Presse-étoupe. Fonds de cylindres et culasses. Pistons. Valves et soupapes. Commande de distribution. Arbre de couche. Paliers. Volants. Régulateur. — II. Modes et dispositifs de réglage. — III. L'allumage. — IV. Les mises en route. — CHAP. VI. *Monographie des moteurs.* I. Moteurs à deux temps. Moteur Kœrting. Moteur Pokorny et Wittekind. Moteur Von Oechelhaeuser. Moteur Legros. Moteur Tony Huber et Peugeot. Moteur Ixion. Moteur Victoria. Moteur Colmant. Moteur U. D. Moteur Vogt. — II. Moteurs à quatre temps. Moteur Otto. Moteur Cockerill. Moteur Société Alsacienne. Moteur Creusot. Moteur Nuremberg

Moteur Letombe. Moteur Kœrting, Moteur Duisbourg. Moteur Dingley. Moteur Ehrhardt et Schmer. Moteur Thyssen. Moteur Union. Moteur Haniel et Lueg. Moteur Schuchtermann et Kromer. Moteur Soest. Moteur Schmitz " Perfecta ". Moteur Krupp. Moteur Pokorny et Wittekind. Moteur Winterthur. Moteur Grossley. Moteur National. Moteur Kynoch. Moteur Capel. Moteur Westinghouse. Moteur Dudbrige. Moteur Snow- Steam-Pumps. Moteur Allis Chalmers. Moteur Eyermann (Du Bois Iron Works). Bollinckx. Moteur Onghena. Moteur Catteau. Moteur Mora. Moteur Satre et Lyonnet. Moteur Thomassen. Moteur Benz. Moteur Mees, Moteur Boudreaux-Verdet. Moteur Cazes. Moteur Monobloc en V. — III. Moteurs à combustion. — IV. Moteurs à pétrole. Moteur Letombe. Moteur Crossley. Moteur Diesel. Moteur Trinkler. Moteur Lietzenmayer. Moteur Blakstone. Moteur Sabathé. — V. Les moteurs ultra-légers. — VI. Les machines à cycle fermé. — VII. Les turbines à gaz. Turbine à explosion Armengaud. Turbine Karavodine. Turbine à explosion avec compression. Turbine Stolze à combustion. Turbine Armengaud et Lemale. — CHAP. VII. *Applications des moteurs.*

Guide pratique de l'usager d'acétylène. 1 volume de 160 pages, orné de 200 gravures. *Bibliothèque de l'Office Central de l'Acétylène, 104, boulevard de Clichy, Paris.*

Ce petit ouvrage n'est pas un traité d'acétylène écrit selon les méthodes généralement adoptées par les auteurs. Comme l'indique son nom, c'est un *Guide Pratique*, dans lequel les auteurs se sont efforcés de condenser les mille et un renseignements dont ont constamment besoin les propriétaires d'installations d'acétylène et les personnes qui veulent installer ce gaz chez eux.

La nécessité d'un tel manuel n'est pas douteuse. Il répond d'une façon précise à une foule de questions et contient de précieuses indications sur un grand nombre de sujets.

Le texte est accompagné de nombreuses figures faites pour parler aux yeux et qui indiquent souvent mieux qu'une longue description les particularités qu'il faut retenir.

Pour faciliter les recherches sur un sujet quelconque, il a été

dressé un index alphabétique de tous les sujets traités. De même les adresses des principales maisons d'acétylène sont mentionnées à la fin du texte.

Alcool et Distillerie, par A. MONVOISIN, Chef des Travaux de Physique et de Chimie à l'École Nationale Vétérinaire d'Alfort. Préface de M. LINDET, Professeur à l'Institut National Agronomique. 1 volume in-18 jésus, cartonné toile, de 450 pages avec 112 figures dans le texte. O. DOIN et FILS, éditeurs, Paris, 1910.

Dans ce volume, l'auteur s'est proposé de condenser tout ce qui a trait à la production et à la consommation de l'acide éthylique et des résidus ou sous-produits de sa fabrication.

Après quelques pages d'introduction, où sont envisagées d'une façon générale la production et la consommation de l'alcool, l'auteur étudie les matières premières et les moyens d'obtenir les liquides sucrés propres à mettre en fermentation.

Ensuite sont décrits les organismes intervenant dans la fermentation alcoolique, les fermentations, la distillation des moûts fermentés et la rectification des flegmes.

Un chapitre est consacré à l'indication sommaire des différents débouchés de l'alcool industriel et de l'alcool de bouche ; un autre, à l'utilisation des sous-produits de saccharification, de fermentation, de distillation et de rectification.

Les procédés d'analyse des matières premières, de contrôle de la fabrication, d'examen des alcools, sont mentionnés ainsi que les formalités exigées pour l'installation d'une distillerie. La législation fiscale, très complexe, est résumée en quelques pages.

L'auteur s'est constamment efforcé de ne pas séparer les données théoriques de la réalisation pratique. Aussi chaque chapitre débute-t-il par des considérations générales indiquant les moyens

théoriques utilisables pour arriver au but proposé, et c'est ensuite que vient l'exposé des procédés adoptés par l'industrie.

Ce volume constitue ainsi une *monographie complète de l'alcool*, où le lecteur trouvera, décrites dans l'ordre logique, les opérations successives de sa fabrication, et signalés les multiples emplois des produits obtenus.

L'Annuaire du Bureau des Longitudes pour l'année 1911, si précieux par le nombre de documents qu'il contient, vient de paraître. Cet excellent Recueil renferme cette année, après les documents astronomiques, des Tableaux relatifs à la Métrologie, aux Monnaies, à la Géographie, à la Statistique et à la Météorologie.

Cet ouvrage ne se trouvera pas seulement sur la table du technicien, du physicien, du mathématicien ; chacun voudra le consulter pour avoir sous les yeux la liste des constantes usuelles, et aussi pour lire les intéressantes Notices de cette année : celle de M. POINCARRE sur la *XVI^e Conférence de l'Association Géodésique Internationale*, et de M. BIGOURDAN sur l'*Éclipse de Soleil du 17 avril 1912* (In-16 de 750 pages avec figures).

BIBLIOTHÈQUE.

ETUDES DES GITES MINÉRAUX DE LA FRANCE, publiées sous les auspices de M. le Ministre des Travaux publics, par le Service des Topographies souterraines. — Les minerais de fers oolithiques de France ; — Fascicule I. Minerais de fer primaires ; par L. Cayeux, professeur de Géologie à l'École Nationale Supérieure des Mines et à l'Institut National Agronomique. — Paris, Imprimerie Nationale, 1909. — Don du Ministère des Travaux Publics.

ASSOCIATION INTERNATIONALE PERMANENTE DES CONGRÈS DE LA ROUTE, II^e Congrès, Bruxelles, 1910. — Rapports (1^{re} et 2^e Sections) ; — Communications (1^{re} et 2^e Sections).

TEINTURE, CORROYAGE ET FINISSAGE DU CUIR, par M.-C. Lamb, F. C. S. directeur de la section de Teinture au Collège technique de la « Leather-sellers Compagny de Londres ». Traduit par Louis Meunier et Jules Prévot. Paris, Gauthiers-Villars, 1910. — Don de l'éditeur.

COURS DE MÉCANIQUE, par A. Bazard, sous-directeur de l'École d'Arts et Métiers d'Angers, ancien professeur des Ecoles de Châlons, d'Angers et de Cluny, — 4^me volume. — Chaudières et Turbines à vapeur ; Turbines à vapeur. — Paris, Librairie des Sciences et de l'Industrie, Louis Geisler, 1910. — Don de l'éditeur.

NOUVEAUX MÉCANISMES ET NOUVELLES MÉTHODES POUR L'ESSAI DES MÉTAUX, par M. Pierre Breuil, ancien chef du Laboratoire d'essais de la Compagnie P.-L.-M., chef honoraire de la Section des Métaux du Laboratoire d'essais du Conservatoire National des Arts et Métiers, secrétaire général des Usines Métallurgiques du Hainaut (Extrait de la « Revue de Mécanique »). — Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1910. — Don des éditeurs.

EXPÉRIENCES SUR LE TRAVAIL DES MACHINES-OUTILS, par C. Codron, ingénieur-professeur de l'Institut Industriel du Nord (Lille), lauréat de

l'Académie des Sciences. — Alésage — (Extrait de la « Revue de Mécanique, » années 1906-10). — Paris, H. Dunod et E. Pinat, 1910. — Don des éditeurs.

MACHINES FRIGORIFIQUES, CONSTRUCTION, FONCTIONNEMENT, APPLICATIONS INDUSTRIELLES, par D^r H. Lorenz, professeur à l'École technique de Dantzig, et D^r-Ing^r C. Heinel, chargé de cours à l'École technique supérieure de Berlin. Traduit de l'allemand par P. Petit et Ph. Jaquet. — Paris, Gauthiers-Villars, 1910. — Don de l'éditeur.

DERNIÈRE ÉVOLUTION DU MOTEUR A GAZ, par Aimé Witz, ingénieur des Arts et Manufactures, docteur ès-sciences, professeur à la Faculté libre des Sciences de Lille, lauréat de l'Institut (Prix Montyon de Mécanique) et de la Société des Ingénieurs civils de France (Prix Schneider), membre correspondant de l'Institut. — Complément de la 4^e édition du Traité théorique et pratique des Moteurs à gaz et à pétrole. — Paris, Librairie des Sciences et de l'Industrie, Louis Geisler, 1910. — Don de l'auteur et de l'éditeur.

GUIDE PRATIQUE DE L'USAGER D'ACÉTYLÈNE. — Office central de l'Acétylène, 104, boulevard de Clichy, Paris, 1910. — Don de l'éditeur.

RECHERCHES SUR L'ÉPURATION BIOLOGIQUE ET CHIMIQUE DES EAUX D'ÉGOUT, effectuées à l'Institut Pasteur de Lille et à la Station expérimentale de La Madeleine, sous la direction du D^r A. Calmette, membre correspondant de l'Institut et de l'Académie de Médecine. — Analyse des Eaux d'égout, par E. Rolants, chef de Laboratoire à l'Institut Pasteur de Lille. — 1^{er} supplément. — Paris, Masson et C^{ie}, 1908. Don de M. E. Rolants.

RECHERCHES SUR L'ÉPURATION BIOLOGIQUE ET CHIMIQUE DES EAUX D'ÉGOUT, effectuées à l'Institut Pasteur de Lille et à la la Station expérimentale de La Madeleine par le D^r A. Calmette, membre correspondant de l'Institut et de l'Académie de Médecine, avec la collaboration de MM. E. Rolants, chef de Laboratoire à l'Institut Pasteur de Lille, F. Constant, préparateur à l'Institut Pasteur de Lille, E. Boulanger, chef de Laboratoire à l'Institut Pasteur de Lille, L. Massol, chef de Laboratoire à l'Institut Pasteur de Lille. — 5^{me} volume. — Paris, Masson et C^{ie}, 1910.

BUREAU D'HYGIÈNE, RAPPORT SUR LES OPÉRATIONS DU SERVICE D'INSPECTION DES ÉTABLISSEMENTS CLASSÉS PENDANT L'ANNÉE 1909, présenté à M. le Préfet de police par M. Paul Adam, inspecteur principal, chef de service. — Imprimerie Chaix, 1910.

CONSERVATOIRE NATIONAL DES ARTS ET MÉTIERS, LABORATOIRE D'ESSAIS, RAPPORT SUR LE FONCTIONNEMENT PENDANT L'ANNÉE 1909, par M. L. Guillet, professeur au Conservatoire national des Arts et Métiers, membre de la Commission technique du Laboratoire d'essais.

ALCOOL ET DISTILLERIE. — Production et consommation de l'alcool. — Utilisation des sous-produits. — Analyse. — Législation. — Par M. A. Monvoisin, Chef des Travaux de physique et de chimie à l'École nationale vétérinaire d'Alfort. Préface de M. Lindet, professeur à l'Institut national agronomique. Paris, Octave Doin et Fils, éditeurs. — Don des éditeurs.

ANNUAIRE DU BUREAU DES LONGITUDES POUR 1911, avec notices scientifiques. — Paris, Gauthier-Villars, imprimeur-libraire. — Don de l'éditeur.

SUPPLÉMENT A LA LISTE GÉNÉRALE DES SOCIÉTAIRES

SOCIÉTAIRE NOUVEAU

Admis en Juillet 1910.

N° d'ins- cription	MEMBRE ORDINAIRE			Comité
	Nom	Profession	Résidence	
1210	LANGRAND, Gaston...	Ingénieur.....	1, Place de la Gare..	G. C.

La Société n'est pas solidaire des opinions émises par ses membres dans les discussions, ni responsable des notes ou mémoires publiés dans les Bulletins.

Le Secrétaire-Gérant,
ANDRÉ WALLON.

Compagnie Française pour l'Exploitation des procédés

Thomson-Houston

SOCIÉTÉ ANONYME, CAPITAL : 60.000.000 DE FRANCS

SIÈGE SOCIAL : 10, rue de Londres, PARIS (IX^e),

ATELIERS }
 } à Paris
 } à LESQUIN-LEZ-LILLE
 } à Neuilly-sur-Marne

APPLICATIONS GÉNÉRALES DE L'ÉLECTRICITÉ

Dynamos & Alternateurs

Transformateurs

Moteurs

Turbines à vapeur CURTIS

Envoi de catalogues franco sur demande

Agence de la Région du Nord :

Ernest MESSAGER, Ingénieur des Arts et Manufactures

61, Rue des Ponts-de-Comines

LILLE

TÉLÉPHONE 17.26

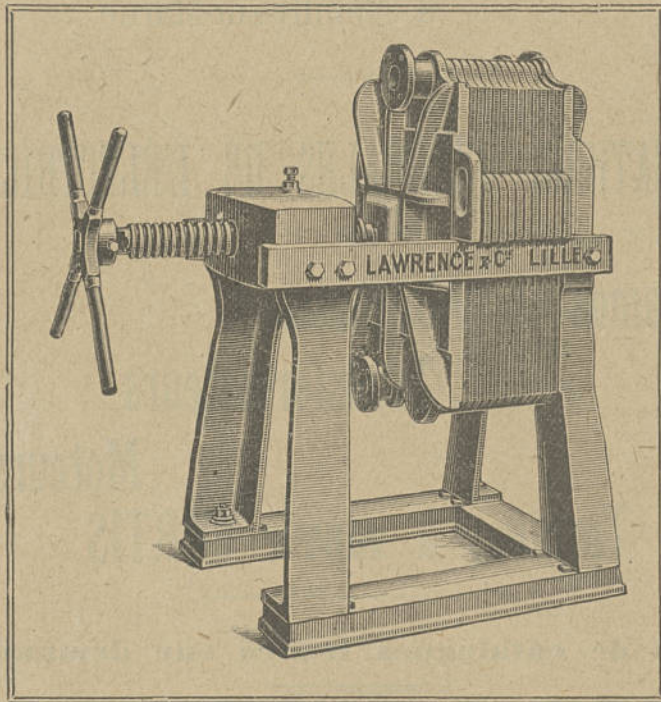
Grande économie de charbon

PAR L'EMPLOI DU

Condenseur - Réchauffeur

Capillaire " LAWRENCE "

BREVETÉ S. G. D. G.



Société d'encouragement
pour l'Industrie Nationale

MÉDAILLE D'ARGENT
Janvier 1909

L. BIRON

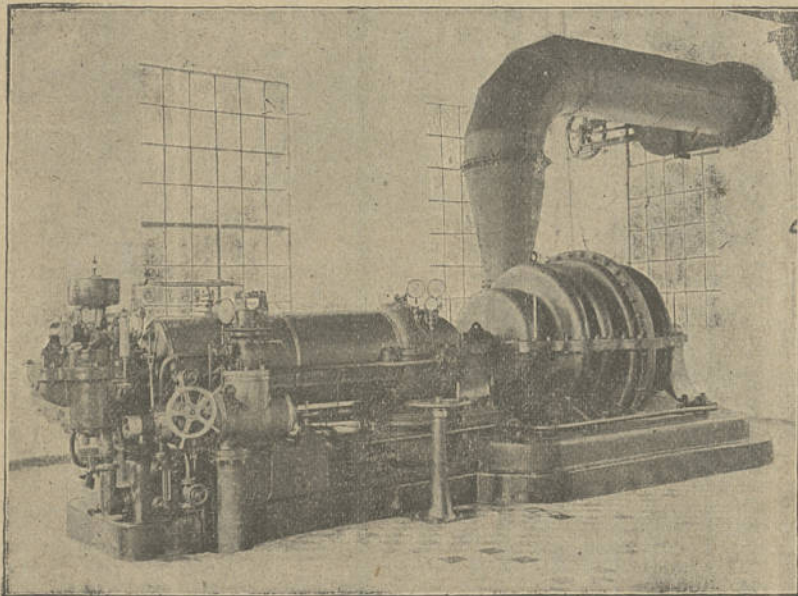
CONSTRUCTEUR

90, Rue du Chevalier-Français. - LILLE

COMPAGNIE ÉLECTRO-MÉCANIQUE

LE BOURGET (SEINE)

AGENCES A } LILLE, 9, Rue Faidherbe. TÉLÉP. 7.40
LYON, 53, rue de la Bourse.
NANCY, 2, rue de Lorraine.



SOCIÉTÉ METALLURGIQUE DE SENELLE-MAUBEUGE A LONGWY-BAS
Turbo-soufflante d'une puissance de 450 H. P.

TURBINES A VAPEUR, BROWN, BOVERI-PARSONS

pour la commande de
GÉNÉRATRICES ÉLECTRIQUES, des POMPES,
des COMPRESSEURS, des VENTILATEURS, la PROPULSION DES NAVIRES.

MATÉRIEL ÉLECTRIQUE BROWN, BOVERI & C^{ie}

MOTEURS MONOPHASÉS A VITESSE VARIABLE ; Applications spéciales à l'Industrie textile
et aux Mines.

MOTEURS HERMÉTIQUES POUR POMPES DE FONCAGE.
COMMANDE ÉLECTRIQUE DE LAMINOIRS ET DE MACHINES D'EXTRACTION.
ÉCLAIRAGE ÉLECTRIQUE DES WAGONS.
TRANSFORMATEURS ET APPAREILS A TRÈS HAUTE TENSION, ETC...

SOCIÉTÉ INDUSTRIELLE DU NORD DE LA FRANCE

TARIF DES ANNONCES

DURÉE DE L'ABONNEMENT	Une page (0,12 sur 0,20)	Une demi-page (0,12 sur 0,10)	Un quart de page (0,12 sur 0,02)	Une ligne.
Un mois (4 insertions).....	10 »	7 »	4 »	0,50
Trois mois (3 insertions).....	25 »	18 »	10 »	1,25
Six mois (6 insertions).....	40 »	32 »	18 »	2,25
Un an (12 insertions).....	75 »	54 »	30 »	3,75

POUR LES PREMIÈRES ET DERNIÈRES PAGES ET PAGES DE LA COUVERTURE ON TRAITE DE GRÉ A GRÉ.

Les Annonces sont reçues au Secrétariat de la Société, 116, rue de l'Hôpital-Militaire, Lille.

LE MOIS SCIENTIFIQUE ET INDUSTRIEL

LISEZ-LE

pour

Économiser votre temps

Il est la Revue des Revues techniques et donne le contenu des 540 meilleures publications.

Le Foyer de la Documentation, c'est ce qu'il veut être et ce qu'il est depuis 10 ans.

ABONNEMENTS : France, 20 fr. Étranger, 25 fr. par an
 INTÉGRALEMENT REMBOURSÉS
 Spécimen gratuit de 460 pages contre 0 fr. 40 en timbres du pays.



ÉCRIVEZ-LUI

Il permet à l'ingénieur et à l'industriel de tirer parti de tous les faits nouveaux.

A tous ceux qui ont des ennuis et qui veulent entreprendre un travail, il offre ses conseils pratiques et sa documentation ; il vous guidera par des Bibliographies, des Mémoires et des Conseils pratiques ; il tirera parti de vos inventions en déposant vos brevets, en les négociant ; il vous aidera en vous donnant des Conseils juridiques.

LE FOYER DE LA DOCUMENTATION

90 pages de luxe contre Un franc en timbres du pays.

J. & A. NICLAUSSE

(Société des Générateurs Inexplosibles « Brevets Niclausse »)

24, Rue des Ardennes, PARIS (XIX^e Arr^t)

Adresse télégraphique : GÉNÉRATEUR-PARIS. — Téléphone interurbain : 1^{re} ligne, 415.01 ; 2^e ligne, 415.02.

HORS CONCOURS, Membres des Jurys Internationaux aux Expositions universelles :

PARIS 1900 — SAINT-LOUIS 1904 — MILAN 1906 — FRANCO-BRITANNIQUE 1908

GRANDS PRIX : Saint-Louis 1904 — Liège 1905 — Hispano-Française 1908 — Franco-Britannique 1908

CONSTRUCTION de GÉNÉRATEURS MULTITUBULAIRES pour toutes APPLICATIONS :

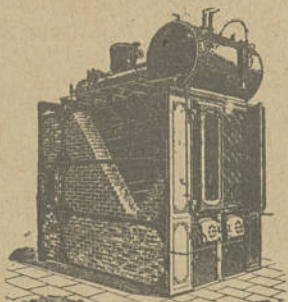
PLUS D'UN MILLION
de chevaux-vapeur

en fonctionnement dans :

Grandes industries,
Ministères,
Administrations
publiques,
Compagnies
de chemins de fer,
Villes,
Maisons habitées

AGENCES RÉGIONALES :

Bordeaux, Lyon, Lille,
Marseille, Nantes,
Nancy, Rouen, etc.



CONSTRUCTION EN :
France,
Angleterre, Amérique,
Allemagne, Belgique,
Italie, Russie.

PLUS D'UN MILLION
de chevaux-vapeur

en service
dans Marines Militaires :

Française, Anglaise,
Américaine, Allemande,
Japonaise, Russe,
Italienne, Espagnole,
Turque, Chilienne,
Portugaise, Argentine,
Brésilienne, Bulgare.

MARINE DE COMMERCE :

100.000 chevaux.

MARINE DE PLAISANCE :

5.000 chevaux.

CONSTRUCTION DE GÉNÉRATEURS POUR :

Cuirassés, Croiseurs,
Canonnières, Torpilleurs,
Remorqueurs, Paquebots,
Yachts, etc.



REVUE GÉNÉRALE

DE

CHIMIE

PURE ET APPLIQUÉE

FONDÉE PAR

Charles FRIEDEL

ET

Georges F. JAUBERT

MEMBRE DE L'INSTITUT

DOCTEUR ÈS SCIENCES

PROFESSEUR DE CHIMIE ORGANIQUE À LA SORBONNE

ANCIEN PRÉPARATEUR À L'ÉCOLE POLYTECHNIQUE

La *Revue Générale de Chimie* est de beaucoup le plus important de tous les journaux de Chimie publiés en langue française; elle est la plus intéressante et la plus instructive parmi les *Revues de Chimie*, et son prix est en même temps meilleur marché que celui de tous les autres périodiques analogues.

PRIX DES ABONNEMENTS (partant des 1^{er} janvier et juillet)

	UN AN	SIX MOIS	LE NUMÉRO	N ^o de collection d'une année précédente
Paris (Seine et Seine-et-Oise) . . . fr.	25 "	13 "	1 60	2 50
Départements	27 50	14 25	1 60	Table des matières
Etranger	30 "	15 50	1 60	3 "
Le Répertoire seul, Paris et Etranger			20 fr.	

On s'abonne aux bureaux de la *Revue*, 155 boulevard Malesherbes, à Paris, XVII^e arr. téléphone : 522.96), chez les Libraires et dans les bureaux de poste.

PRIME A TOUS NOS NOUVEAUX ABONNÉS

Tous nos nouveaux Abonnés, qui adresseront le montant de leur abonnement **directement** aux bureaux de la *Revue*, 155, BOULEVARD MALESHERBES, à Paris, auront droit à la prime suivante :

Les premières années de la *Revue Générale de Chimie* (édition complète) brochées (valeur de chaque année formant 2 volumes : 25 fr.), leur seront adressées contre l'envoi de 18 francs par année (port en sus).

CASE

A

LOUER

SUTTILL & DELERIVE

15, Rue du Sec-Arembault,
LILLE

TÉLÉPHONE N° 526.

Télégrammes : SUTTILL-LILLE

MACHINES & ACCESSOIRES

EN TOUS GENRES POUR LES INDUSTRIES TEXTILES

Concessionnaires exclusifs pour la France et la Belgique de :

BROOKS & DOXEY LTD, MANCHESTER

MACHINES POUR FILATURES ET RETORDERIES DE COTON

Spécialité de Continus à Anneaux à Filer et à Retordre

RICHARD THRELFALL, BOLTON

CONSTRUCTEUR-SPECIALISTE DE MÉTIERS SELFACTINGS

Pour les Fins Numéros (N^{os} 50 à 300)

CURSEURS POUR CONTINUS A ANNEAUX A FILER ET RETORDRE

de la marque réputée " BROOKS et DOXEY Travellers "

DÉPOT LE PLUS COMPLET DE FRANCE

HUILE POUR BROCHES. — GRAISSE POUR ANNEAUX

Compteurs, système ORME, à chiffres tournants
pour tous mouvements rotatifs. Universellement adoptés
pour les Machines Textiles

POULIES EN FER FORGÉ PERFORÉES, BREVETÉES

Supprimant le glissement des courroies, plus de 200.000 en marche

BOBINES POUR LE FIL A COUDRE

de la fabrication de OSTROM et FISCHER de Gothembourg (Suède)

CASE

A

LOUER

FONDERIE DE FER

Fondée en 1834

**SOCIÉTÉ ANONYME DES
FONDERIES DUROT-BINAULD**
près de la gare de LA MADELEINE-lez-LILLE (Nord)

MOULAGE en terre, au sable et au trousseau
GRAND ASSORTIMENT DE MODÈLES

PIÈCES MÉCANIQUES
DE TOUS POIDS & TOUTES DIMENSIONS

Fonte spéciale pour Appareils de haute pression
et Appareils de Produits Chimiques

ATELIER MÉCANIQUE de MODELAGE
COULÉE JOURNALIÈRE — LIVRAISON RAPIDE

La Correspondance doit être adressée à L'ADMINISTRATEUR DÉLÉGUÉ
Téléphone 351 — Adresse Télégraphique: DUROT-BINAULD — LA MADELEINE
Le tramway J (porte de Gand) conduit à l'usine.
à laquelle on peut également se rendre par la gare de Lille.

NOTA. — Pour répondre au développement
de la clientèle il a été créé, en 1900, une USINE
MODÈLE *reliée au chemin de fer, pouvant produire TROIS*
FOIS LA PRODUCTION ANTÉRIEURE.

CASE A LOUER

CASE A LOUER

Charles DAVID

LILLE — 1, 3, 5, Rue des Bois-Blancs, 1, 3, 5 — LILLE



BREVET
395.631

Joint en acier strié "LE PERPÉTUEL"

*Ce joint est préparé spécialement pour la vapeur
surchauffée à 400 degrés et pour la haute pression.*

CASE

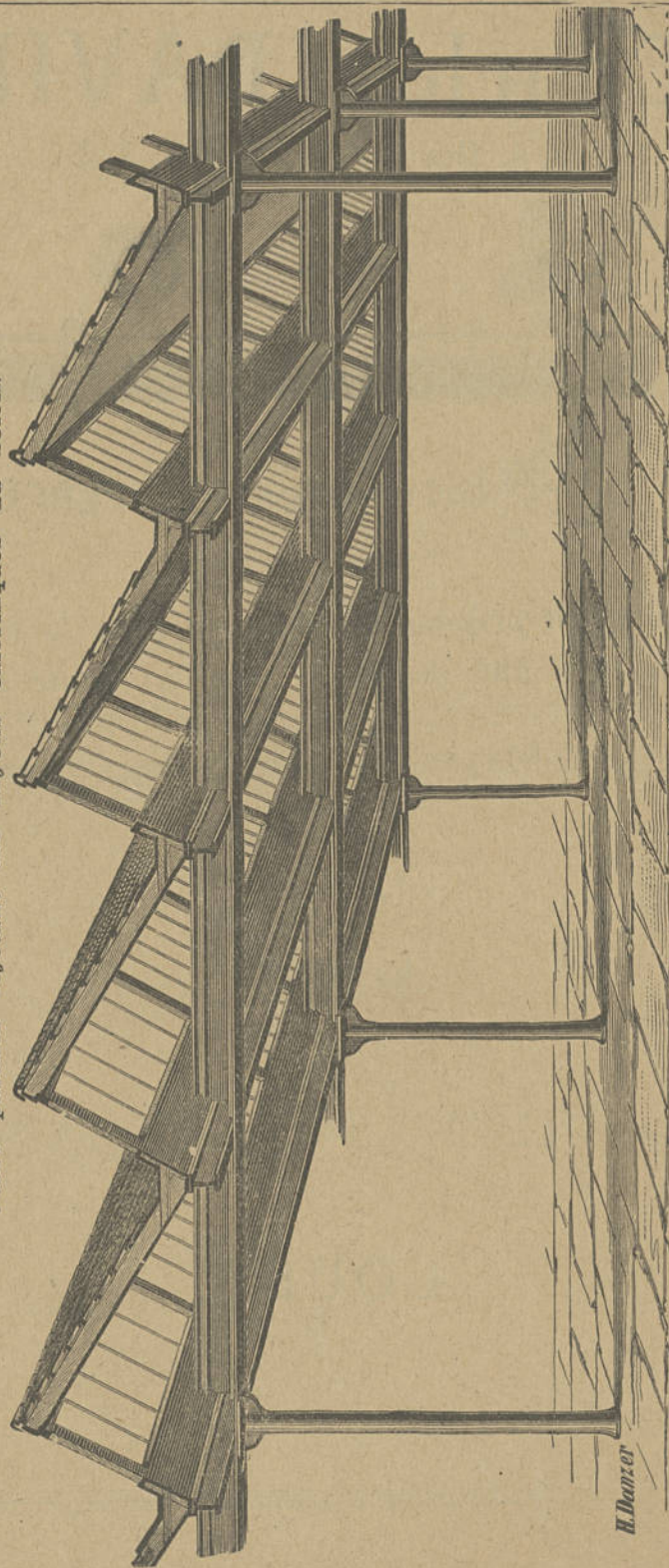
A

LOUER

PAUL SÉE, ING^r, Architecte-Entrepreneur, à LILLE

ÉTUDES ET ENTREPRISES A FORFAIT

Rez-de-Chaussées et Bâtimens à étages incombustibles et à bon marché
Ciment armé. — Hangars depuis 8 francs le mètre carré.
Verre parasol rejetant les rayons calorifiques du soleil.



Chauffage. — Ventilation. — Humidification. — Séchoirs. — Ehuves. — Fours.
Réfrigérans d'eau de condensation. — Economiseurs à circulation. — Surchauffeurs. — Moteurs.
Condensation centrale. — Transmissions. — Mécanique électrique.

760 USINES CONSTRUITES DEPUIS 1866.

CASE

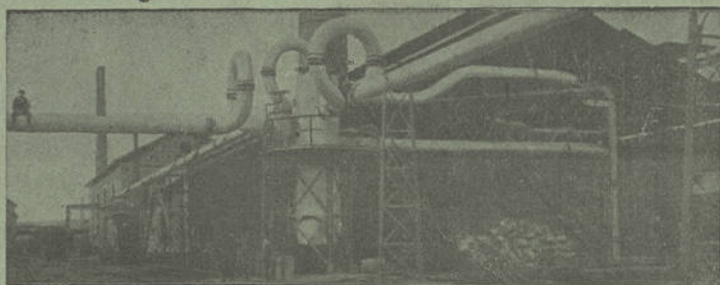
A

LOUER

CHARLES DAVID

LILLE — 1-3-5, Rue des Bois-Blancs, 1-3-5 — LILLE

— 00 TÉLÉPHONE 1647 00 —



Spécialité de Calorifuge pour Vapeur Surchauffée

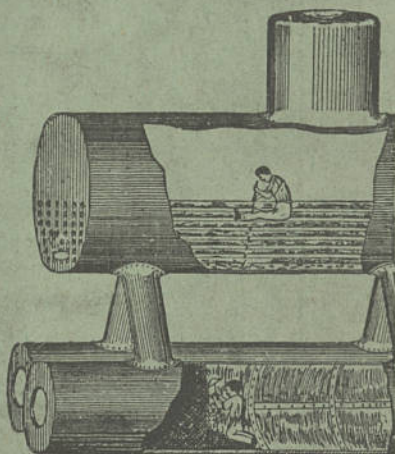
HAUTE ET BASSE PRESSION ET CONTRE LA GELEE

BRIQUES D'AMIANTE & BRIQUES AGGLOMÉRÉES DE LIÈGE ET D'AMIANTE

Breveté S. G. D. G. n° 384364

ENTREPRENEUR
ADJUDICATAIRE

des travaux
de la Ville de Lille
et des Facultés
depuis quinze ans
concernant la fumisterie
et
l'entretien en général
des chaudières



ENTREPRENEUR
ADJUDICATAIRE

du ramonage
et du
nettoyage des chaudières
des
bâtiments de l'État
Administration des hospices
rue de la Barre

BATTAGE DE CHAUDIÈRES AU FER

ENTRETIEN GÉNÉRAL DE GÉNÉRATEURS

en tous genres

*En vue de la visite de l'Association des Propriétaires des Appareils
à Vapeur du Nord de la France*

Cerclage et Réparations de Cheminées d'Usines à vapeur.
Pose de Paratonnerres. — Fournitures Générales pour Usines.