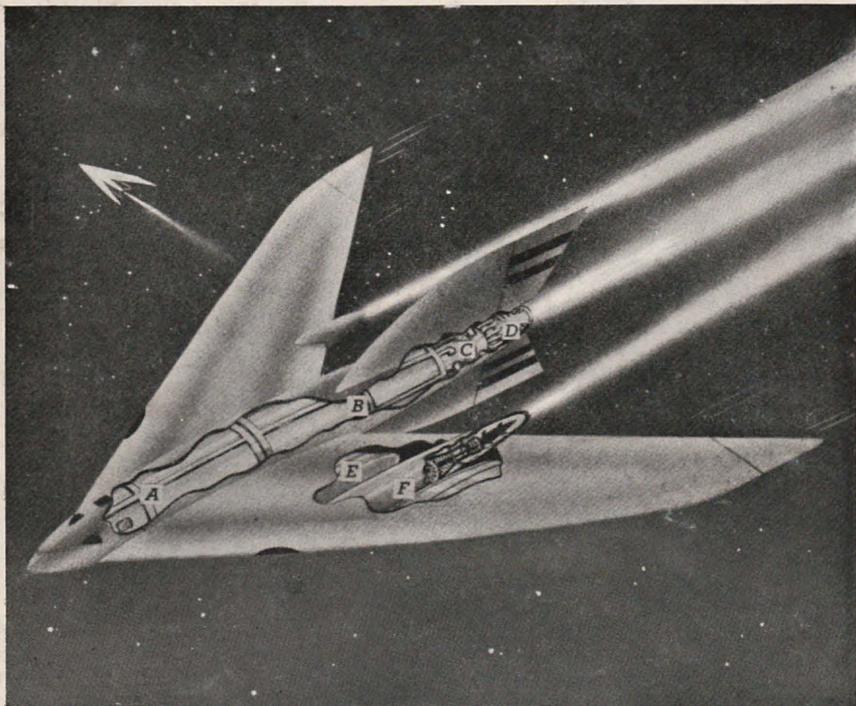


L'ASTRONEF

BULLETIN DE LA SECTION ASTRONAUTIQUE DE
L'ASSOCIATION DES AÉRO-CLUBS UNIVERSITAIRES
ET SCOLAIRES DE FRANCE



SOMMAIRE

BILAN ASTRONAUTIQUE, par A. Ananoff.
DE LA BOMBE ATOMIQUE AUX VOYAGES
INTERPLANÉTAIRES _____
LES FUSÉES MODERNES ET LEURS POS-
SIBILITÉS, par H.-F. Mélot _____
LA FUSÉE AU SERVICE DE L'AÉRODY-
NAMIQUE, par M. Carré. _____

MOUVEMENT VERTICAL D'UN ASTRO-
NEF, par H. Mineur. _____
DANGER D'UNE EPIDÉMIE D'ORIGINE
EXTRA-TERRESTRE. _____
SCAPHANDRE POUR LA TRÈS-HAUTE
ATMOSPHÈRE _____
HISTOIRE DE LA FUSÉE... (suite) _____

SECTION ASTRONAUTIQUE

DE L'ASSOCIATION DES AÉRO-CLUBS UNIVERSITAIRES
ET SCOLAIRES DE FRANCE

Siège : 5, Rue des Ursulines, PARIS-V^e - Tél. DAN. 87-91

NOTRE BUT :

Le développement que l'Astronautique, ou la science de la navigation interplanétaire, a pris ces dernières années en France, et la nécessité sans cesse croissante de grouper les nombreuses personnes s'y intéressant, poussèrent M. René MONIER et M. Alexandre ANANOFF à créer au sein de l'Association des Aéro-Clubs Universitaires et Scolaires de France, une *Section Astronautique*.

Son but est de réunir toutes les personnes qui s'occupent de ce problème et qui, pratiquement ou théoriquement, peuvent collaborer au perfectionnement du moteur à réaction et à l'évolution des fusées d'altitude.

Les efforts tendent à l'avancement et à la propagation de cette science ainsi qu'à faciliter la tâche à tous ceux qui désirent entreprendre des études astronautiques.

BUREAU

Président de l'Association de l'Aé-C.U.S.F. : M. René MONIER. — *Directeur de la Section Astronautique et de l'Astronef* : M. Alexandre ANANOFF. — *Secrétaire Général et Rédacteur en chef de l'Astronef* : M. Marc CARRÉ. — *Secrétaires* : Milles Rose-Reine MALRIC, Henriette GRAZIANI. — *Directeur à la Propagande* : M. Jacques DEPARDELL. — *Trésorier* : M. Théo WELTER.

CONSEILLERS TECHNIQUES

MM. A. BALDINO, Ing.-Conseil. — Méd.-Général BEYNE, Directeur du Laboratoire de Physiologie appliquée à l'Aéronautique, de l'Ecole Pratique des Hautes Etudes. — Dr. A. BING, Médecin-Insp. des Ecoles, licencié ès-sciences. — I. DAMBLANC, Ing.-Conseil. — J. DESROCHES, Ingénieur de la Marine. — A. DUCROCQ, professeur de physique-électronique à l'Ecole Supérieure Professionnelle. — Dr. Louis GOUGEROT, Chef de clinique et assistant à la Faculté. — A.-L. HIRSCH, Fondateur du Prix International d'Astronautique. — L. KOWARSKI, Directeur ou Commissariat à l'Energie atomique. — LAFFINEUR, Ingénieur électricien attaché à l'Institut d'Astrophysique. — R. LEDUC, Ingénieur. E.S.F.. Docteur de l'Université de Paris. — Docteur F. LEFEBURE. — J. MAKHONINE, Ingénieur. — H.-F. MELOT, Ingénieur-Conseil. — H. MINEUR,

Directeur de l'Institut d'Astrophysique. — P. MONTAGNE, Maître de Conférences à l'Ecole Polytechnique. — H. MOUREU, Directeur du Laboratoire Municipal. — A. PARICAUD, Directeur Général de l'Etablissement professionnel de l'Aéronautique. — D. RIABOUCHINSKY, Correspondant de l'Institut. — M. RIFFARD, Ing.-conseil, ex-Ingénieur en chef de la Maison Caudron-Renault. — J. ROBERT, ingénieur électricien. — Méd.-chef ROSENSTIEL. — M. ROY, Ing. en chef des Mines, Président du Congrès Nat. de l'Aviation française 1946. — A. SAINTE-LAGUE, Professeur de Mathématiques. — Capitaine SEIGNOT, Chef de la Section Radar au Bureau transmission de l'Etat-Major Général de l'Air. — TAILLADÉ, Ing. Chimiste. — VIAUT, Directeur de la Météorologie Nationale.

MEMBRES CORRESPONDANTS

Allemagne. — M. Gunter PRESS, Berlin.
Professeur H. OBERTH (Bavière).

Amérique. — M. F. W. KESSLER, New-York.
Ed. PENDRAY, New-York.

Angleterre. — M. Lionel GILBERT,
Londres. Professeur A.-M. LOW, Londres.

Australie. — M. Alexandre-Dennis NOEL,
Victoria.

Autriche. — Ing. Friederich SCHMIEDL,
Graz-Kroisbach.

Belgique. — M. Max COSYNS, Bruxelles.

Danemark. — M. Helze BISGAARD,
Copenhague.

Hollande. — Ing Ir. G. DE KONINGH, Delft

Inde. — M. Retan Lal BRAHMACHARY,
Dacca.

Italie. — M. Guido GATTEGNO, Trieste.

NOTRE COUVERTURE

Aile volante mixte à réaction due au projet de Jacques MARTIAL et Robert C. SCULL, devant atteindre dans la stratosphère la vitesse de 2.550 kilomètres à l'heure.

A. — Cabine, B. — Réservoirs, C. — Pompes, D. — Moteur « Fusée », E. — Réservoir du Turbo-réacteur, F. — Turbo-réacteur.

BILAN ASTRONAUTIQUE

Notre Section compte quinze mois d'existence; onze mois à peine nous séparant de notre première réunion. Dans ce court laps de temps, nous avons accompli de la bonne besogne et, n'en déplaise à certains, si nous n'avons pas encore réalisé le voyage dans la Lune, nos efforts ont, par ailleurs suscité de multiples recherches, encouragé des initiatives en faveur de l'Astronautique, hâtant par là même son essor.

Notre première tâche, l'année dernière, a été de faire admettre par les personnalités du monde scientifique que l'Astronautique est bien une science concrète dont l'étude vaut d'être entreprise. Pour ce faire, il fallait l'épurer de maintes conceptions fantaisistes, de celles même qui seraient sujet à caution, afin de conserver une armature constituée d'éléments connus de la mécanique céleste, et de principes de physique ou de chimie, et de données expérimentales. Car si l'apparition du V2 ou la bombe atomique nous ont aidés à faire triompher certaines de nos idées, il n'en demeure pas moins qu'une astronautique encombrée d'hypothèses téméraires, nées parfois d'une imagination débordante, déconcertait le chercheur, réalisateur de demain qui se retranchait dans une hostilité systématique à son égard.

Le plus difficile a donc été, à mon avis, la conception d'une Astronautique saine, viable, d'une Astronautique ne heurtant pas la logique du savant, mais lui fournissant au contraire, d'inépuisables sources de recherches, un débouché où son esprit inventif puisse s'épanouir. C'était le premier but à atteindre. Je crois que nous y sommes parvenus, donnant ainsi naissance à l'Astronautique moderne.



Lorsqu'on se prescrit pour but de résoudre un problème d'importance, comme l'Astronautique, il y a plusieurs moyens :

Le premier consiste à réunir les spécialistes des diverses disciplines scientifiques intéressant l'Astronautique, dans un centre créé à cet effet. Commencer par les mettre à l'abri du besoin, leur donner des laboratoires, des aides, de possibilités matérielles, en un mot tout le nécessaire pour contribuer efficacement à la réalisation pratique du problème.

Une entreprise de cette envergure, dont les ateliers, les bâtiments, les laboratoires, les bureaux d'études, les logements, les terrains d'expérience, etc... s'étendraient sur plusieurs kilomètres, occuperaient un nombre considérable d'ingénieurs et d'ouvriers; elle exigerait aussi d'énormes capitaux.

Un tel centre, je n'ai aucune illusion, ne verra le jour que lorsque les hommes sentiront l'Astronautique indispensable parce que capable de donner en échange quelque chose d'utile — ou jugé tel. Alors on réalisera ces véritables cités astronautiques où

l'effort à tous les échelons sera dirigé vers un seul but : réaliser l'astronef en le dotant au maximum de chances de succès.

L'exemple d'un semblable effort collectif ne nous a-t-il pas été donné au cours de cette guerre, pour la réalisation du V2 et d'une gamme d'avions ou d'engins à réaction? Là où, en période normale, il aurait fallu des années, peut-être des dizaines d'années, pour mettre au point un engin aussi complexe que le V2, en temps de guerre, poussé par la nécessité, on le réalisa en trente mois!

Ai-je besoin encore de citer la création en un temps record de ce formidable ensemble d'installations qui ont permis la réalisation de la bombe atomique? C'était la guerre, et ces usines monstres avaient été jugées utiles pour donner naissance à des engins de mort...

Faudra-t-il, pour faire apparaître l'utilité de l'Astronautique, parler non de voyages dans la Lune, mais de conquêtes? Ce qui paraissait fantaisie, du même coup deviendrait nécessité, le jour où on sera assuré de trouver sur l'une des planètes des richesses minérales incalculables.

Pour moi, qui n'aime l'astronautique que par les problèmes qu'elle soulève, et qui apprécie sa réalisation à l'étendue des connaissances qu'elle nous donnera, j'attends de la sagesse des hommes l'union nécessaire pour résoudre en commun ce passionnant problème, et n'en attends d'ailleurs d'autre bénéfice que purement scientifique. La vie, hélas! nous apprend que l'égoïsme humain met aux plus belles fins des entraves...

Demander aux hommes de s'unir n'est déjà guère facile; exiger d'eux, au surplus, des capitaux sans leur donner de contrepartie ne s'est encore jamais vu.



A côté de ce moyen coûteux de parvenir à nos fins il en est un autre, que nous avons choisi parce que moins onéreux, pour atteindre le même but, moins vite sans doute, mais non moins sûrement: c'est la création d'un groupement astronautique où la bonne volonté et l'enthousiasme seraient les deux notes dominantes.

Nous n'avons jamais eu de crédits, jamais reçu de subsides; on ne saurait par suite nous faire de reproches car, *avec peu, nous avons à mon sens fait le maximum.*

Je tiens à ajouter que ni moi pas plus que mes collaborateurs, ne vivons de l'Astronautique; quant à exister uniquement pour elle, ce serait un luxe au point où nous en sommes, et nul de nous n'a le droit ni la possibilité d'y prétendre. Mais si aucun de nous ne peut consacrer tout son temps à son idéal, en revanche la part que nous lui accordons — quoique insuffisante — est faite du meilleur de nous-mêmes.



Au cours de l'année écoulée, nous avons fait mieux qu'affirmer notre confiance inébranlable en un heureux résultat final de nos travaux : nous avons imprimé à l'Astronautique un nouvel essor, révélé des chercheurs, donné des assises sérieuses au problème, groupé autour de notre idéal des hommes de science et des techniciens éminents, entretenu l'esprit astronautique, climat salubre à l'éclosion et au développement de nos idées et initié le public aux divers aspects du problème.

Enfin, — et c'est là que le rôle joué par nous a été important, — en faisant approfondir par des spécialistes certains points encore obscurs, litigieux, ou encore d'autres qui n'avaient pas jusqu'ici été étudiés en dépit de leur indéniable importance.

Ce que j'ai désiré, c'est intéresser à l'Astronautique une équipe homogène, l'étendue des problèmes soulevés demandant non pas la révélation d'un génie, mais un travail d'équipe bien ordonné.

Au début de l'année, le Congrès National de l'Aviation inscrivait l'Astronautique à son programme. Croyez-vous qu'un organisme de cette importance aurait voulu de nous si nous n'avions donné à la navigation interaérospatiale son aspect scientifique dépouillé de toute fantaisie julevernesque?

Enfin, pour donner à notre Section un éclat plus vif, nous avons tenu à ce que son existence dépasse le cadre de nos frontières. A cet effet, j'ai repris mes relations, interrompues du fait de la guerre, avec ceux qui de longue date, avaient désiré l'avènement de l'Astronautique.

Nous avons nommé des membres correspondants dans tous les pays du monde et fait en sorte que notre Section ait des attaches avec les mouvements similaires, — que sur le monde s'étende un réseau de chercheurs travaillant pour l'Astronautique, car, à l'encontre de certains, je considère que le problème qui nous occupe est l'apanage de notre planète entière, de ce fait il est international.

Pourquoi ? me direz-vous.

Lorsqu'il s'agissait de mettre au point des armes nouvelles, on comprend que ces recherches devaient être exclusivement nationales. En raison des fins de l'Astronautique, fins essentiellement pacifiques, auxquelles le monde entier est appelé à collaborer, la logique veut que ce groupement de l'avenir devienne *international*.

Enfin, parce que l'Astronautique réunit

des sciences, des expériences, des découvertes qui, libérant enfin l'homme de l'attraction terrestre, l'achemineront vers les planètes.

Or, nous savons que la plupart des découvertes qui ont concouru à l'avènement de l'Astronautique sont dues aux efforts étrangers; ce serait faire preuve d'un chauvinisme outrancier que de désirer accaparer ces découvertes au profit d'une seule nation, cette nation fût-elle la nôtre!

Aussi ai-je jugé indispensable, tant pour accroître nos connaissances personnelles que pour hâter la date de la réalisation de l'Astronautique, de susciter également à l'étranger des travaux originaux. Expérience satisfaisante puisque j'en ai déjà reçu un certain nombre.

Je sais que nos ambitions sont inversement proportionnelles à nos moyens, mais l'encouragement qu'on nous prodigue, le nombre sans cesse croissant de nos membres nous prouvent que nous sommes dans la bonne voie.

Quant à réunir la totalité des suffrages, nous n'en sommes pas à ce stade! Je ne pense pas me tromper en disant que nous avons quinze ans d'avance sur nos contemporains. Quoi d'étonnant alors qu'il nous faille encore plaider pour une science qui un jour s'implantera dans la vie quotidienne des hommes aussi naturellement que le fit l'Aviation?

En attendant nous avons pensé qu'un noyau solide, homogène, animé du pur idéal astronautique, pouvait dès maintenant prendre vie; ultérieurement il pourra constituer l'armature de l'organisme indispensable.

Notre rôle actuel est donc bien celui de précurseurs et les noms de nos adhérents de la première heure seront dans un proche avenir considérés comme ceux de pionniers et de bienfaiteurs, puisqu'ils auront contribué à l'édification de la plus belle, mais aussi de la plus pauvre et de la plus incomprise des sciences : l'*Astronautique*.



Allocution prononcée le 18 octobre 1946 au cours de la Réunion mensuelle de la Section.

DE LA BOMBE ATOMIQUE aux voyages interplanétaires.

Le 24 novembre 1946, à l'occasion du 17^e Salon de l'Aviation, l'aéro-club avait organisé à l'amphithéâtre Richelieu de la Sorbonne, une grande manifestation astronautique.

M. Maurice Roy, ingénieur en chef des mines, retenu par un voyage d'affaire fut excusé par M. Alexandre Ananoff qui prit la présidence de la réunion.

Après un exposé de M. Ananoff, sur l'utilité et l'importance de la Section, M. H. Mineur traita des « Problèmes de Navigation », le médecin-général Beyne de « L'Homme dans l'Astronef », enfin le commandant Seignot de « La Navigation de précision par le procédé Radar ».

Que les conférenciers trouvent ici l'expression de notre profonde reconnaissance pour leur contribution aussi totale que désintéressée à la cause qui nous est chère.

LES FUSÉES MODERNES ET LEURS POSSIBILITÉS

par M. H.-F. MELOT

La Propulsion par Réaction a été, pour le grand public, avec le Radar et la Bombe atomique, une des trois révélations sensationnelles de la dernière guerre.



Chacune de ces techniques — nouvelles seulement pour les non-initiés — a fort heureusement d'autres possibilités pacifiques que celles qui ont marqué leurs premières applications guerrières.

En particulier toutes trois présentent un intérêt capital pour l'Astronautique. M. ANANOFF vous a signalé récemment les dernières expériences faites avec le Radar et montré que la réception de l'écho d'un train d'ondes centimétriques dirigé sur la Lune permettait d'espérer qu'un astronef muni de cet appareil pourrait rester en communication constante avec la Terre et d'être éventuellement radio-guidé depuis notre planète.

Par contre, l'emploi de l'Energie atomique même pour la Propulsion par Réaction, reste encore du domaine de la spéculation, car il s'agit tout d'abord de se rendre maître de forces instantanées inouïes, de juguler des températures dont la valeur énorme n'a pas encore de signification à l'échelle humaine et les problèmes que pose cette utilisation dépassent de très loin l'emploi aux mêmes fins des explosifs classiques, emploi qui n'a d'ailleurs reçu jusqu'à ce jour que de modestes applications de durée très limitée pour la propulsion des fusées.

C'est pourquoi, tout en étant persuadé que l'énergie atomique sera maîtrisée dans un proche avenir et donnera naissance à des réacteurs nucléaires, le but de ma causerie sera de faire le point quant aux moyens consacrés par l'expérience — moyens dont nous disposons effectivement aujourd'hui — qui servent de base aux ingénieurs spécialisés dans l'étude, le calcul et la construction de systèmes réacteurs.

Parmi les différents systèmes de réacteurs dont nous devons une classification rationnelle à M. Maurice ROY, je laisserai de côté les pulso-réacteurs, dont le VI a été le tristement célèbre prototype, les pulso-réacteurs mixtes associant le turbo-réacteur à l'hélice — les turbo-réacteurs à un ou deux flux et les stato-réacteurs Lo-

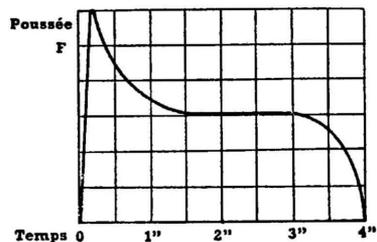
rin-Leduc, car si leur adaptation à l'avion présente un intérêt considérable, leur fonctionnement n'est possible que dans l'atmosphère puisqu'ils empruntent à celle-ci l'oxygène nécessaire à la combustion.

Je ne parlerai donc que des fusées, c'est-à-dire des systèmes entièrement autonomes, emportant à la fois leur combustible et leur comburant, ainsi que la machinerie assurant l'alimentation sous pression de la chambre de combustion; car les fusées sont seules capables aujourd'hui, du fait de leur indépendance totale du milieu dans lequel elles évoluent, de constituer des systèmes moteurs pour astronefs.

Parmi les fusées, je n'insisterai pas sur les fusées à poudre, en effet, malgré des applications fort intéressantes comme accélérateurs de décollage ces systèmes présentent actuellement deux inconvénients très graves, ce sont :

1° L'impossibilité actuelle de maîtriser la réaction dès que celle-ci est amorcée.

2° La faible durée de marche, quelques secondes seulement si l'on tient à conserver une sécurité de fonctionnement indis-



pensable et à éviter qu'un emballement de la réaction chimique ne se termine par une explosion brutale de la charge restante.

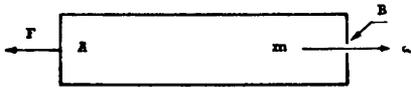
Je dois cependant ajouter que, malgré ces inconvénients, les fusées à cordité ont été largement employées pendant la guerre pour le décollage assisté et ont permis en particulier de faciliter grandement le départ d'avions lourdement chargés du pont des

porte-avions, la distance de roulement étant réduite de plus des deux tiers.

De même une application curieuse en a été faite afin de débarrasser les chars de combat, ceux-ci étant alors munis de deux ou plusieurs fusées donnant des poussées unitaires de 5 à 6 tonnes pendant 3 à 4 secondes.

Avant d'aller plus loin, je rappellerai les principes fondamentaux sur lesquels sont basés les réacteurs-fusées actuels.

Soit un système A de masse M supposé isolé dans le vide et éloigné de tout champ de gravitation, capable de projeter, par un



orifice B une masse dm pendant le temps dt et ce à une vitesse ω .

La projection de cette masse ou quantité de mouvement déterminera une force F

$$\text{telle que } F = \frac{dm}{dt} \omega.$$

Cette force F communiquera au système

$$\text{A une accélération } \gamma = \frac{F}{M} \text{ et une vitesse } V \text{ telle que } V = \gamma dt.$$

Si aucune résistance autre que l'inertie de la masse M ne s'oppose au déplacement du système A, celui-ci continuera à accélérer son mouvement indéfiniment jusqu'à épuisement de la masse M par éjection.

Dans le vide, cette accélération restera toujours indépendante de la vitesse V du système, car en effet une nouvelle masse dm éjectée aura préalablement déjà acquis la vitesse V avant d'être projetée à l'extérieur du système A dont elle émane.

Pratiquement, la valeur de la poussée F s'exprimant en kilogrammes est donnée par le produit $m \cdot \omega$ où la masse éjectée par seconde est exprimée en kilog-masse, c'est-à-dire par le quotient du poids en kilog. P par l'accélération g ;

$$m = \frac{P}{g}, \text{ soit } m = \frac{P}{9,81}$$

et la vitesse ω en mètres par seconde.

Nous avons donc l'égalité $F = m \omega$.

Immédiatement nous voyons que l'économie du système, économie de masse m perdue à chaque seconde dépend de la vitesse ω .

Plus celle-ci sera élevée et plus sera petite la masse éjectée m donnant une poussée F prise pour unité, soit par exemple $F = 1 \text{ kg}$.

Il est d'usage, parmi les spécialistes de la réaction de définir par « consommation spécifique » la quantité m exprimée en grammes poids — c'est-à-dire en valeur

mg nécessaire pour donner une poussée de 1 kilogramme.

A titre d'exemple, un réacteur peut avoir une consommation spécifique de 5 grammes-seconde par kilog.

Il est évident que cette consommation nous permet de trouver immédiatement la vitesse d'éjection puisque $F = 1 \text{ kg}$. et $m = 0,005 \text{ kg-poids}$.

$$= \frac{0,005}{g} \text{ kg-masse}$$

et que nous avons $F = m\omega$.

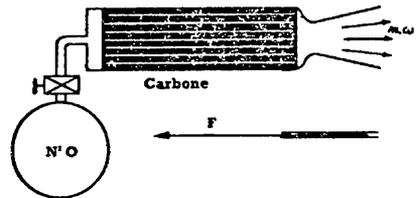
$$\omega = \frac{1}{0,005/g} = 2,038 \text{ mètres seconde}$$

Revenons un instant à nos fusées à poudre avant de les abandonner aux artificiers.

Les fusées à poudre noire sont instables, quelquefois dangereuses par suite de leur irrégularité d'écoulement et de leur danger d'emballlement et d'explosion; elles ont des consommations spécifiques moyennes de l'ordre de 5 grammes-seconde par kilog de poussée.

Les fusées plus récentes à cordite ont des consommations spécifiques de l'ordre de 4,5 grammes ou si vous préférez pour prendre une autre unité, de 4,5 kg éjecté par seconde par tonne de poussée — leur durée de fonctionnement n'excédant pas 4 à 5 secondes.

Un système de fusée mixte intéressant tenant le milieu entre la fusée à explosif et la fusée liquide est la fusée du type dit lithergolique, laquelle comporte son combustible sous forme solide — carbone pulvéulent comprimé et perforé — comburant liquide, protoxyde d'azote N^oO , lequel a une tension de vapeur importante : 46 kg-



cm^2 à 15° centigrades. Allumage par procédé pyrotechnique et baguettes de celluloid.

Revenons maintenant aux fusées à liquide lesquelles présentent un tout autre intérêt.

Là, le combustible et le comburant pr s sous forme liquide sont contenus dans des réservoirs séparés.

Les liquides employés sont de trois natures différentes, ce sont :

- A un agent d'oxydation;
- B un combustible;
- C un initiateur amorçant la réaction de A avec B.

Un initiateur est un corps chimique tenant le rôle double de détonateur et de catalyseur.

Pour l'usage sur des engins militaires avions-fusée ou bombes volantes), dans un but de simplification et afin d'être certains de l'amorçage instantané de la réaction, les liquides B et C sont le plus souvent mélangés. On se trouve alors en présence de deux liquides seulement, savoir :

Un agent d'oxydation A;

Un mélange combustible B, C, s'enflammant instantanément en présence de l'agent d'oxydation.

Ces liquides capables de réagir par leur seul mélange sont appelés hypergoliques. D'une manière générale, les agents d'oxydation sont :

Le Perhydrol $H^2 O^2$ à haute concentration (accélérateurs de décollage, moteurs d'avions-fusée).

L'Oxygène liquide O^2 (torpilles aériennes V2 ou autre).

Enfin les composés nitrés :

Protoxyde d'azote $N^2 O$; Péroxyde d'azote NO^2 ; Acide nitrique fumant $NO^2 H$.

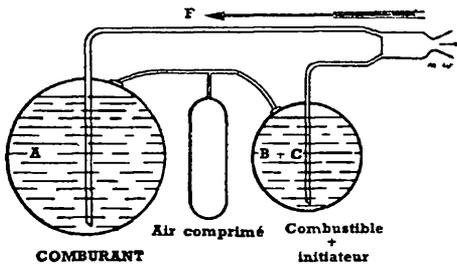
Le combustible qui est le plus couramment employé est le méthanol $CH^3 OH$ non initiateur.

Malgré son faible pouvoir calorifique, 5.300 calories par kilogramme, le méthanol présente de très gros avantages.

En effet, son point de congélation est très bas et en outre il est soluble dans l'eau en toutes proportions, ce qui permet de doser exactement le combustible en fonction de la température maxima capable d'être maintenue sans dommage dans la chambre de combustion.

Enfin les initiateurs :

Pour le perhydrol, les permanganates de calcium et de potassium.



Pour les comburants azotés : les amines dont la chimie organique dispose de nombreux composés.

Je n'en citerai qu'une, l'hydrazine $NH^2 NH^2$, la plus employée.

Les systèmes d'allumage électrique par étincelle à haute tension ou par résistance chauffante sont pratiquement abandonnés.

Quelquefois on utilise un procédé pyrotechnique (V2).

Avec les liquides hypergoliques, nous voici donc en possession d'un arsenal fort

simple de corps capables par leur seul mélange de réagir exothermiquement et de se transformer instantanément en oxyde de carbone, anhydride carbonique, vapeur d'eau et azote gazeux sous haute température.

Examinons donc les divers appareils qui constituent une fusée à liquide, ce sont :

- 1° Les dispositifs d'alimentation;
- 2° La chambre de combustion;
- 3° La tuyère d'éjection;
- 4° Les auxiliaires de commande, de régulation et de sécurité.

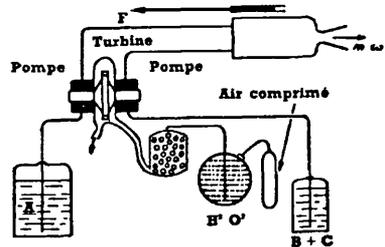
Tout d'abord deux formules d'alimentation se présentent :

1° L'emploi de gaz inerte comprimé chassant vers la chambre de combustion les liquides contenus chacun dans un récipient étanche établi pour résister à la pression de marche.

2° L'emploi de groupes moto-pompes.

Le premier procédé est adopté sur les fusées de décollage assisté, sur certaines bombes volantes.

Le second sur les avions fusée à réaction et sur les bombes genre V2 dont les débits instantanés sont considérables, 8,5 kg par seconde sur les avions de chasse fusée et 127 kg-seconde pour le V2.



En effet, pour des débits de liquide dépassant 5 kgs par seconde (correspondant à une poussée de 500 kgs à 1 tonne) et des durées de fonctionnement supérieures à 40 secondes l'emploi de gaz comprimé conduit à des réservoirs d'air comprimé et des réservoirs à liquides d'un poids prohibitif. Le groupe moto-pompe l'emporte alors très nettement au point de vue légèreté.

Avant d'examiner comment les autres organes ont été réalisés, revenons un peu à la théorie même de la propulsion.

Nous avons vu que l'économie de masse m consommé par unité de poussée dans l'unité de temps nous conduisait à adopter une vitesse d'éjection ω aussi élevée que possible.

Quels sont les paramètres qui régissent cette vitesse ?

Soit Q la quantité de chaleur dégagée par la combustion à volume constant des réactifs judicieusement choisis.

M la somme des masses moléculaires entrant en jeu dans la réaction.

La vitesse limite théorique dans le vide est

$$\frac{\omega^2}{2} = \frac{JQ}{M} ; \omega = \sqrt{\frac{2JQ}{M}}$$

ou $J = 425$ l'équivalent mécanique de la calorie.

Prenons une réaction simple telle que :
 $\text{CH}_3\text{O H} + \text{O}_2 = 2\text{H}_2\text{O} + \text{CO}_2 + 157,6$
 calories

L'application numérique de l'équation ci-dessus donne une vitesse ω de 4.050 mètres/seconde, ce qui nous conduirait à une consommation spécifique :

$$m = \frac{F}{\omega} = \frac{1}{4.050} = 0,000222 \text{ kg. masse}$$

soit en poids 0,00218 kg. ou 2,18 grammes par seconde pour une poussée F de 1 kg.

Or, pratiquement, nous n'atteignons que des vitesses de l'ordre de 2.000 mètres/seconde correspondant à une consommation spécifique de 5 grammes poids par seconde.

Pourquoi cet écart?

Tout d'abord parce que cette réaction totale conduit à une température théorique considérable et inadmissible quant à la tenue des organes et qu'il est impossible pratiquement d'utiliser la totalité de cette énergie.

En effet, si nous faisons intervenir la chaleur spécifique à pression constante C_p des gaz issus de la combustion, l'ex-

$$\text{pression ci-dessus } \omega = \sqrt{\frac{2JQ}{M}}$$

$$\text{devient } \omega = \sqrt{2gJ Cp To}$$

ou To est la chute de température résultant de la détente adiabatique.

Si cette détente a lieu dans le vide To représente la température absolue des gaz avant détente.

Remarquons que dans cette dernière expression les deux premiers termes sous le radical sont des constantes :

$$2g \text{ et } J$$

Quant à C_p il varie avec la nature des gaz de combustion, mais fort peu puisque ce sont — presque toujours — les mêmes produits finaux que nous trouvons dans les résidus de la combustion CO_2 , H_2O vapeur, etc...

Toutefois, C_p varie avec la température et la dissociation qui en est la conséquence et les dernières tables d'enthalpie de M. le Professeur Ribaud donnent à celle-ci des valeurs précises.

Pour ne pas compliquer cet exposé, prenons une base moyenne et admettons $C_p = 0,3$, alors qu'il est compris entre 0,238 et 0,37 aux températures considérées.

Nous aurons donc :

$$\omega = \sqrt{2 \times 9,81 \times 425 \times 0,3 \cdot To}$$

$$\text{ou } \omega = \sqrt{2503 \cdot To} = 50 \cdot \sqrt{To}$$

d'où pour $\omega = 4.050$ mètres/seconde.

$$To = \left(\frac{4050}{50}\right)^2 = 6561^\circ \text{ K}$$

Température absolument incompatible avec la tenue de parois d'une chambre de construction classique.

A titre comparatif, reprenons la consommation spécifique pratique citée au début de cette causerie, soit 5 gr. poids par kg. de poussée et par seconde, consommation correspondant à une valeur de ω (dans le vide) de 2.040 mètres/seconde.

La température To calculée par la méthode précédente donne

$$To = \left(\frac{2040}{50}\right)^2 = 1662^\circ \text{ environ.}$$

Ici une remarque importante s'impose :

L'éjection des gaz d'un réacteur terrestre s'effectue à la pression atmosphérique, aussi la formule est-elle à corriger en conséquence par l'adjonction d'un nouveau terme tenant compte de l'inverse du rapport de la pression P_1 régnant dans la chambre à la pression atmosphérique P_2

$$\text{soit } \omega = \sqrt{2gJ Cp To \left(1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}$$

dans l'exposant γ est le rapport de la chaleur spécifique à pression et volume constant des gaz de la combustion $\frac{C_p}{C_v}$, rapport sensiblement égal à 1,41

$$\text{d'où } \frac{\gamma-1}{\gamma} = 0,29$$

Ce terme correctif $1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{0,29}$ montre

l'influence de la pression de fonctionnement P_1 et de la pression P_2 du milieu sur la vitesse d'éjection, c'est pourquoi les avions-fusée voient leur rendement et leur vitesse croître rapidement avec l'altitude à l'inverse des groupes moteur-hélice.

Pratiquement la pression P_1 est comprise entre 30 et 40 kg. par cm^2 .

Pour ces deux pressions, le terme correctif a pour valeur 0,79 et 0,82 environ au sol.

(A suivre.)

Henri-Fabrice MELOT,

Ingenieur-Conseil,

Conseiller technique de la Section astronautique.

LA FUSÉE AU SERVICE DE L'AÉRODYNAMIQUE

Les aérodynamiciens vont-ils bientôt quitter leur soufflerie et leurs maquettes, pour une chambre de recherches avec radar, pour des fusées auto-pilotées? C'est ce que semblent indiquer l'orientation des dernières recherches anglaises sur ce sujet. On étudie en effet Outre-Manche, la réalisation d'une fusée qui doit permettre d'examiner les comportements aérodynamiques d'un appareil aux vitesses transsoniques et même supersoniques.

Cet engin, construit par Vickers, est la reproduction à l'échelle 0,3 de l'appareil M. 52 (projet de Miles). En forme d'obus cylindrique, en acier, il comporte une aile en bois, un gouvernail et des ailettes. (Voir le tableau récapitulatif pour les dimensions précises.)

L'intérieur du corps de l'appareil est occupé par les récipients à combustibles, l'équipement radio et radar, l'auto-pilote et la chambre à combustion.

Le moteur de la fusée. — Sa composition.

La puissance est fournie par une fusée utilisant deux sortes de combustibles, à savoir :

1° 34 litres de C. Stoff (contenant 57 % d'alcool méthylique, 30 % d'hydrate d'hydrazine, 13 % d'eau).

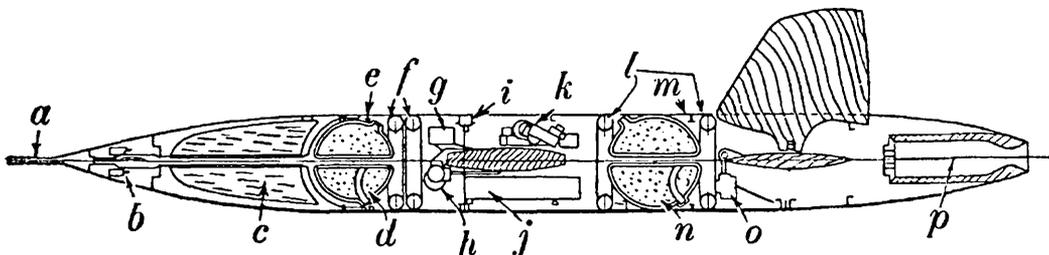
gorge du tuyau a un diamètre de 38 mm. et le diamètre de l'embouchure est de 89 mm. environ. La longueur depuis le diamètre minimum jusqu'à l'embouchure est de 201 mm.

Son fonctionnement :

Trois injecteurs amènent les deux liquides. Lorsqu'ils entrent en contact, une combustion spontanée se produit. Mais ici il faut noter l'importance de la proportion existant entre les deux combustibles. Théoriquement, la proportion la meilleure est la suivante : 0,36 de « T. Stoff » pour 1 de « C. Stoff » par poids donné. Pratiquement, la quantité employée est dans la proportion 0,3 : 1. La température s'élève à 1.750°. On atteint une poussée spécifique de 180 kg. par kilogramme de combustible et par seconde. La consommation de combustible est de 17 kg., 2 par heure et par kilo de poussée et pour le combustible transporté nous obtenons une poussée totale de 362 kg., 4.

Lancement de la fusée :

Un Mosquito portera la fusée jusqu'à une altitude d'environ 11.000 m. Largué à cette hauteur, l'appareil, guidé par l'auto-pilote, fera une chute de 15" sous un angle de



a) Extrémité avant ; b) Batteries et contre-poids ; c) Réservoir de C. Stoff ; d) Réservoir de T. Stoff ; e-m) Section amovible ; f) Air comprimé ; g) Contre-poids ; h) Servo-moteur de l'aileron ; i) Crochet ; j) Transmetteur-télémetrique ; k) Auto-pilote ; l) Air comprimé ; n) Réservoir de T. Stoff ; o) Servo-moteur de la partie arrière ; p) chambre de combustion.

2° 54,5 litres de « T. Stoff » (contenant à peu près 80 % de peroxyde d'hydrogène et 20 % d'eau).

Les combustibles sont transportés dans trois récipients en acier pur fondu et sont amenés dans la chambre à combustion au moyen d'air comprimé sous une pression de 36 kg. 4 par centimètre carré.

La chambre de combustion est cylindrique et mesure environ 47 cm., 7 de longueur sur 15 cm., 2 de diamètre. L'extrémité ouverte est conique ; doublée d'une enveloppe de carbone, cimentée aux parois du cylindre par une pâte spéciale en céramique. À l'orifice de la chambre, le carbone est en plus grande épaisseur afin de former un tuyau éjecteur à profil de Venturi. La

10°, ce qui représente une baisse d'altitude d'environ 350 m. Ensuite l'appareil reprend sa position normale. C'est à ce moment qu'un diaphragme libère l'air comprimé. La mise en marche de l'appareil réactif permet d'atteindre la vitesse sonique en 18". la vitesse s'accélère jusqu'à atteindre 1.415 km.-h. au bout de 70 secondes de marche. A ce moment, le combustible est totalement épuisé, l'appareil diminue de vitesse et, l'auto-pilote laissant retomber les ailerons la machine plonge dans la mer.

Enregistrement des mesures :

Les mesures de pression statique, d'accélération normale, d'accélération longitudi-

MOUVEMENT VERTICAL D'UN ASTRONEF

d'un poids de 5 tonnes en forme d'obus de 2 m. 50 de diamètre.

On fait donner par la fusée 1,1 g. en sorte qu'au départ l'accélération de l'astronef est 0,1 g.

TEMPS	ALTITUDE	VITESSE en m./sec.	RÉSISTANCE DE L'AIR en kg. poids
0	0	0	0
10 sec.	50 m.	10	53
20 sec.	200 m.	20	220
30 sec.	450 m.	30	360
40 sec.	800 m.	40	680
50 sec.	1.250 m.	50	1.080
1 min.	1.800 m.	60	1.530
1 min. 30 sec.	4 km.	90	2.920
2 min.	7,2 km.	120	3.900
2 min. 30 sec.	11,2	150	3.900
3 min.	16,2	180	2.830
3 min. 30 sec.	22,0	209	1.860
4 min.	28,7	239	1.110
4 min. 30 sec.	36,3	269	650
5 min.	44,8	299	270
5 min. 30 sec.	54,3	329	90
6 min.	64,6	359	21
6 min. 30 sec.	75,9	389	négligeable
7 min.	88,0	419	
7 min. 30 sec.	101,1	449	

A mesure que l'astronef s'élève sa vitesse augmente, ce qui tend à faire augmenter la résistance de l'air mais en même temps l'air se raréfie ce qui fait diminuer cette résistance. En fait la résistance augmente, passe par un maximum à 11 km. d'altitude et diminue, elle est négligeable à partir de 75 km. On atteint l'altitude de 100 km. en 7 minutes 30 secondes, la vi-

tesse est alors de 450 m./sec.; on se trouve pratiquement dans le vide interplanétaire.

On voit que la fusée doit fournir dans cette phase l'équivalent d'une force de 5 tonnes et demi.

Henri MINEUR,

*Directeur de l'Institut d'astrophysique
Conseiller technique de la Section astronautique*

(Suite de la page 45)

nale, de pression dans la chambre de combustion, sont communiquées à un transmetteur télémètreur à six canaux. Ce dernier émet les signaux respectifs à une station située à terre.

Ces essais qui nous fourniront le seul moyen d'étudier ce qui se passe vers les vitesses soniques, auront lieu pour la première fois au mois de novembre.

Nous passerons rapidement sur les caractéristiques aérodynamiques de l'appareil. Notons simplement que les surfaces de support et de stabilisation sont à section bi-convexes. L'aile est en acajou lamellé, la queue et les ailettes sont en bouleau lamellé.

Le système de contrôle des mouvements basé sur celui du V1 allemand, comprend une pendule commandée par trois gyroscopes mus au moyen d'air comprimé.

Le programme de ces recherches qui doivent permettre à Vickers la réalisation d'un avion réel atteignant une vitesse de 1.300 km.-h., comprend 18 types d'appareils, ce qui permettra de varier les types d'ailes utilisées, cependant il est probable que l'on retienne finalement une conception où les ailes seront complètement ramenées en arrière à un angle aigu de même que la queue en papillon.

Caractéristiques de la fusée VICKERS

Fuselage :

Longueur : 3 m. 60.
Diamètre maximum : 45 cm. 7.
Poids avec charge : 362 kg. 4.
Poids à vide : 226 kg. 5.

Aile :

Envergure : 2 m. 47.
Surface : 9 m² 114.
Inclinaison : 7,5 % à la base.
Incidence : 0° 33'.
Dièdre : 2°.

Aileron-jeu du déplacement : 9° vers le haut; 6° vers le bas.

Queue terminale :

Envergure : 1 m. 45.
Surface : 3 m² 06.
Inclinaison : 7,07 % à la base.
Déplacement vers l'arrière : 20° au point de l'épaisseur maximum.
Jeu du déplacement : 8° vers le bas; 5° vers le haut.

Ailette :

Surface : 1 m² 6.
Inclinaison : 7,5 % à la base; 4,5 % à l'extrémité.

Hauteur de l'axe du fuselage jusqu'à l'extrémité : 66 cm.

Angle de déviation : 7°.

M. CARRÉ.

DANGER D'UNE ÉPIDÉMIE D'ORIGINE EXTRA-TERRESTRE

Nous extrayons ce bref passage d'une remarquable conférence faite à la Section astronautique par le docteur F. LEFEBURE :

Il y aurait un réel danger à ce que se produise le transfert d'êtres vivants en raison des déséquilibres entre races qui pourraient en résulter; ainsi les lapins, amenés en Australie y firent tout d'abord de terribles ravages. Mais le véritable danger est celui de contamination microbienne. Il existe une légère immunité naturelle héréditaire envers les microbes auxquels une race est habituée. La preuve en est que lorsqu'un microbe est importé chez une race où il n'a pas coutume de vivre, il augmente de virulence. Ainsi, la rougeole fit chez les nègres des ravages très sérieux.

Or, il n'y aurait aucune immunité contre des microbes provenant d'une autre planète. Si donc quelques-uns d'entre eux étaient pathogènes, nul doute qu'ils ne fassent des ravages très difficiles à réfréner. Dès qu'un contact sera donc pris avec une autre planète, il faudra faire des prélèvements et rechercher la présence de microbes et virus avant même le retour sur terre. Puis, il serait prudent que la fusée redescende sur un territoire isolé, sur une île ou un désert et que les êtres vivants qu'elle contient soient mis en observation quelque temps. En effet, en raison de l'absence totale d'immunité naturelle l'obtention d'un vaccin ou d'un sérum contre une épidémie d'origine extra-terrestre ne manquerait pas d'être très difficile.

ÉCHOS

Le Congrès national de l'Aviation française qui tiendra ses assises en avril 1947, comprend une section astronautique.

Nous rappelons aux personnes désireuses de participer à cette grande manifestation d'adresser leurs travaux au Secrétariat du Congrès, 6, rue Cimara, Paris (16^e), avant le 1^{er} février 1947.

Pour les renseignements complémentaires concernant la Section 8, Astronautique, écrire au siège, 5, rue des Ursulines, Paris-5^e.

**

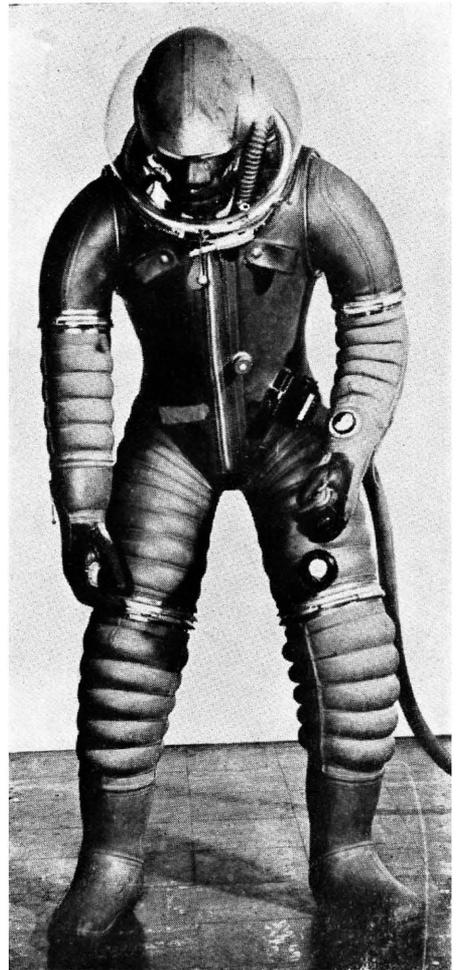
Le docteur F. LEFEBURE traitera de « La réanimation en astronautique » au cours de la réunion mensuelle de la section, le 17 janvier 1947, à 20 h. 30, à l'amphithéâtre Milne Edwards de la Sorbonne.

**

SCAPHANDRE POUR LA TRÈS-HAUTE ATMOSPHÈRE

Un représentant des forces de l'Armée de l'Air américaine a expérimenté avec succès le scaphandre « pressurisé » récemment conçu et que porteront désormais les aviateurs qui s'élèveront à 63.000 pieds, soit à environ 20.000 mètres.

Un tel équipement nous laisse présumer de l'aspect que pourront avoir les astronautes prenant pied sur la planète Mars, où les conditions climatologiques sont très voisines de celles régnant dans les premiers éléments de notre stratosphère.



NAVIGATION INTERPLANÉTAIRE

PAR ALEXANDRE ANANOFF

En vente au Siège, 5, rue des Ursulines, Paris-5^e — Prix : 35 frs - Franco : 40 frs

HISTOIRE DE LA FUSÉE... (suite)

Liste chronologique de l'évolution en France du problème astronautique et des engins à réaction.

(Ouvrages scientifiques, romans, articles, conférences, manifestations diverses, etc...).

1812 *Traité élémentaire sur le montage de l'artillerie de marine*, par sir William Congreve.

1815 Emploi de fusées de guerre à Waterloo.

1816 Emploi de fusées de guerre au bombardement d'Alger.

1833 *Voyage d'un certain Hans Pfaal dans la Lune* (trad. fr. de Ch. Baudelaire), par Edgar Poë, Philadelphie. Ed. Larousse, Paris, 1932.

1835 *Découvertes de sir Herschell au cap de Bonne-Espérance*, par Loke, Paris.

1841-1851 *Recherches historiques sur l'art et les usages militaires des anciens et des modernes*, par E.-A. Bardin.

1845 Naundorff traite avec le gouvernement néerlandais un marché relatif aux projectiles de guerre propulsés par réaction, dont il est l'inventeur.

(A suivre).

ON NOUS ÉCRIT...

M. J. BAYON (Cannes) nous communique trois notices. La première relative à l'utilisation de l'action d'un jet gazeux sur une surface auxiliaire placée dans la sortie de la tuyère d'éjection d'un réacteur pour en augmenter la poussée, la seconde relative à l'utilisation de la pression restante dans la section terminale d'une tuyère à réaction, et la troisième relative à la combinaison des deux premiers procédés.

**

M. A. DUCROcq (Versailles) nous communique quelques remarques à propos des « suggestions » faites par M. GLANDARD

à l'une de nos récentes réunions de la Sorbonne.

Les critiques de M. DUCROcq rédigées avec soin constituent une réplique constructive. Nous l'en remercions vivement.

**

AVIS

Nous tenons à nous excuser auprès de nos lecteurs, de ne pouvoir publier dans le présent bulletin le résumé de la nombreuse correspondance reçue, la place nous faisant défaut.

**

Si L'ASTRONEF vous plaît, faites le connaître autour de vous. Vous rendrez service à l'Astronautique française.



LA RADIO

s'apprend aussi par correspondance!

ÉCOLE CENTRALE DE T.S.F.

12, RUE DE LA LUNE - PARIS

Pour la Publicité s'adres. PUBLICITÉS RÉUNIES, 112, Bd Voltaire, PARIS-XI - Vol. 05-08

L'ASTRONEF BULLETIN MENSUEL

	Le Numéro	Abonnement 6 numéros
France. . . .	25 fr.	140 fr.
Étranger . . .	30 »	170 »
Pour les Membres de l'A.-C. U. S. F.	22, 50	130 »

AVIS

Toutes les communications relatives à la rédaction du Bulletin doivent être adressées à M. A. ANANOFF 5, av. Mozart, Paris-16^e, Jasmin 42-10.

Le montant des abonnements ou cotisations au Trésorier, 5, rue des Ursulines, Paris-5^e.

La reproduction, sans autorisation, des articles et figures de « L'Astronef », est interdite. Les manuscrits et documents insérés ou non ne sont pas rendus.