Zeitschrift: Protar

Herausgeber: Schweizerische Luftschutz-Offiziersgesellschaft; Schweizerische Gesellschaft der Offiziere des Territorialdienstes

Band: 14 (1948)

Heft: 1-2

Artikel: Le V2 et son développement futur

Autor: [s.n.]

DOI: https://doi.org/10.5169/seals-363234

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 16.07.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

Verhältnisse der Bund auf seine Kosten den grossen und wichtigen Gemeinden eine Luftschutztruppe der Armee übergeben sollte. Dem Luftschutzkommandanten ständen auf Grund eines organisatorisch und operativ klaren Luftschutzplanes in der ersten Einsatzphase alle Luftschutzkräfte der Gemeinde zur Verfügung, während nach der Stabilisierung der Lage die weiteren Aufgaben von den ordentlichen und verstärkten Gemeindediensten übernommen würden.

Technik

Le V2 et son développement futur

Die Redaktion der «Schweizerischen Technischen Zeitschrift» hat uns in verdankenswerter Weise den Abdruck des folgenden Artikels gestattet. (STZ. 44 [1947], 839—847, Nr. 50. Wir geben ihn etwas gekürzt wieder.

C'est à Kümmersdorf, près de Berlin, vers 1931, puis à Peenemünde, au bord de la Baltique, à partir de 1937 environ, que s'est poursuivi en majeure partie le développement des engins allemands à fusée.

La propulsion par fusée avait fait beaucoup d'adeptes en Allemagne. Vers 1932, les autorités militaires commencèrent à prendre intérêt à cette question.

Dans le programme du groupe de Peenemünde figure en premier lieu une série d'engins portant les désignations de A1 à A10, la numérotation ne correspondant pas toujours, d'ailleurs, à leur succession chronologique, puisque l'A5, par example, précéda l'A4.

L'A1, premier rejeton de la série, conçu vers 1932, pesait 150 kg., et mesurait 1,40 m. de long sur 30 cm. de diamètre. Son évolution devait conduire à l'A4, ou V2, qui fut construit et utilisé opérationnellement à plusieurs d'exemplaires dès le mois d'octobre 1944.

Le premier, lancé le 6 juillet 1942, explosa tout près du sol, détruisant l'installation de lancement. Les deuxième et troisième s'enlevèrent correctement, mais explosèrent vers 5000 m. Enfin, le 4 octobre, le quatrième franchit sans incident les 270 km. séparant l'objectif du point de départ. Le cinquième se perdit en mer, mais accomplit probablement une bonne performance. Puis, les 13 essais suivants furent des échecs, par suite d'explosions ou de ruptures en vol. Il y eut encore une centaine de lancements expérimentaux, au cours desquels 15 à 20 % d'échecs furent enregistrés.

L'engin V2. Description générale

La forme extérieure de l'A4 est celle d'un long cigare constitué par un corps cylindrique de 160 cm. de diamètre, prolongé à l'avant par une ogive pointue, et à l'arrière par une ogive tronquée portant quatre dérives en croix. Les deux ogives, avant et arrière,

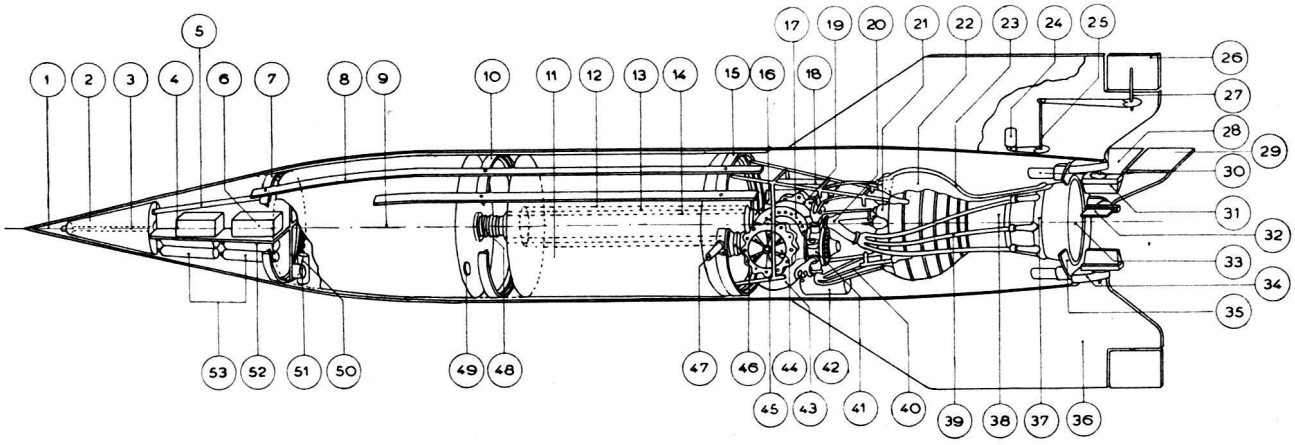

Fig. 1. Schéma de principe du V 1.
Nomenclature: 1. Fusée d'amorçage; 2. Charge explosive; 3. Gaine-relais; 4. Appareils de pilotage; 5. Prise de pression dynamique du réservoir d'alcool; 6. Gryoscope intégrateur; 7. Couple transversal; 8. Lisse longitudinale;; 9. Réservoir d'alcool; 10. Couple transversal; 11. Réservoir d'oxygène liquide; 12. Ouverture tubulaire du réservoir d'oxygène donnant passage à la canalisation d'alcool; 13. Tube calorifuge de la canalisation d'alcool garni de laine de verre; 14. Canalisation d'alcool en alliage léger nervuré; 15. Couple transversal; 16. Tube d'arrivée d'alcool à la turbo-pompe; 17. Turbopompe d'alimentation du propulseur; 18. Bouteilles d'air comprimé; 19. Pompe à l'alcool; 20. Conduite de sortie de la pompe à l'alcool; 21. Alvéoles d'alimentation du propulseur; 22. Chambre de combustion; 23. Chemise de circulation d'alcool; 24. Moteur électrique de commande des volets; 25. Axe de transmission de la commande des volets; 26. Volets d'empennage; 27. Axes des volets d'empennage; 28. Empennages; 29. Volets d'empennage; 30. Servo-moteurs de commande des vannes de graphite; 31. Vannes de graphite; 32. Vannes de graphite; 33. Sortie du propulseur; 34. Supports de paliers d'axes de vannes de graphite; 35. Couple transversal; 36. Empennages; 37. Tube annulaire d'alimentation d'alcool; 38. Venturi du propulseur; 39. Tubulures d'amenée d'alcool à la chambrei 40. Tubes d'alimentation d'oxygène; 41. Distributeur d'oxygène liquide; 42. Réservoir de permanganate; 43. Réservoir d'eau oxygénée; 44. Pompe à oxygène liquide; 45. Bâti-support du propulseur; 46. Tubulure de départ d'oxygène liquide; 47. Tube de remplissage d'oxygène; 48. Tubulure de départ d'alcool; 49. Bouchon de remplissage du réservoir d'alcool; 50. Gyroscope; 51. Gyroscope; 52. Planchette de support; 53. Bouteilles d'azote comprimé.

sont simplement engendrées par des arcs de cercle de rayon 25 fois supérieur à celui du corps cylindrique. La longueur hors tout de l'engin ainsi constitué est de 14 m.

La structure générale est nettement inspirée de la construction aéronautique usuelle. Elle consiste principalement en couples et lisses entrecroisés supportant un revêtement en tôle d'acier de 0,6 mm.

L'aménagement intérieur suit le plan suivant (fig. 1): La pointe de l'ogive avant renferme le percuteur et une tonne de charge explosive. Derrière sont les instruments de pilotage. Le corps proprement dit de l'engin loge les deux reservoirs en alliage léger qui contiennent l'alcool éthylique et l'oxygène liquide destiné sà la propulsion. A la suite des réservoirs sont les deux turbo-pompes qui alimentent le propulseur. Enfin, à l'arrière, se trouve la chambre de combustion, s'ouvrant par un venturi à la sortie duquel sont disposées quatre vannes en graphite. Les quatre dérives extérieures portent également de petits volets mobiles.

L'ensemble de l'engin pèse 14 tonnes, y compris une tonne de charge explosive et 8,6 tonnes de fuel.

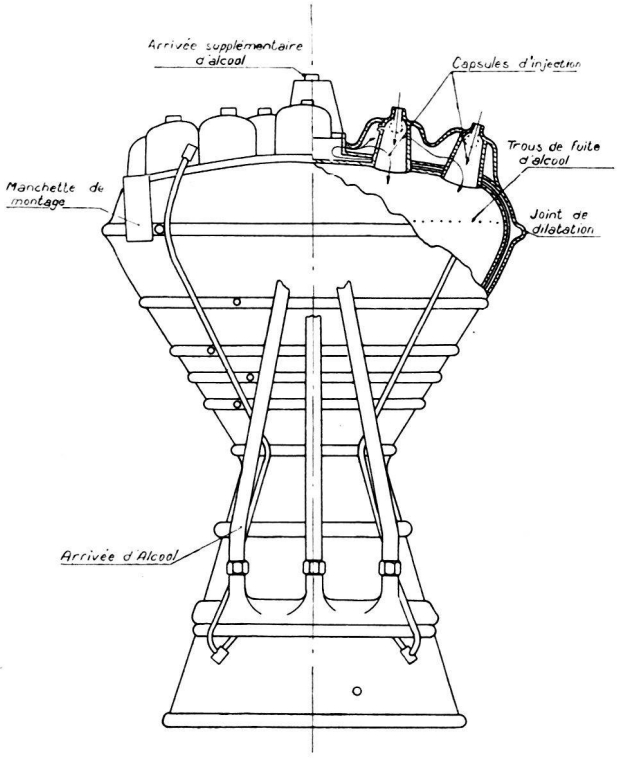

Fig. 2. Chambre de combustion du V2.

Groupe propulseur (fig. 2). La propulsion est assurée par la réaction d'oxygène liquide sur une solution à 75 % d'alcool éthylique dans l'eau. Au départ, les reservoirs contiennent normalement 4800 kg. d'oxygène et 3800 kg. de solution alcoolique. Le réservoir d'oxygène liquide est calorifugé par de la laine de verre. Dans certains modèles, au lieu de duralumin, l'enveloppe était constituée d'un aggloméré fibreux ou de pâte à papier comprimée assurant son propre isolement thermique.

Les deux réservoirs sont maintenus sous une pression d'environ 2,4 atmosphères. Pour le réservoir d'alcool, cette pression est fournie au départ par la pression dynamique du vol prélevée à l'avant de l'engin; puis, lorsque la densité exterieure est devenue trop faible, des bouteilles d'azote continuent à assurer cette pression. Le réservoir d'oxygène est maintenu entre 2,2 et 2,5 atm. par de l'oxygène gazeux fourni par un échangeur de température.

Deux pompes effectuent le transfert des fuels des réservoirs à la chambre de combustion. Ces pompes sont mues par une turbine, elle-même actionnée par les gaz chauds provenant de la réaction de peroxyde d'hydrogène sur du permanganate de calcium. Elles assurent un débit de 70 kg. d'oxygène et 56 kg. d'alcool par seconde. Elles sont d'ailleurs assistées par la pression des réservoirs, le poids des liquides et accélération positive subie par l'engin pendant la phase de combustion.

Après les pompes, l'oxygène liquide traverse un robinet distributeur commandé par de l'azote comprimé, et est introduit dans la chambre de combustion par 18 alvéoles de laiton qui en garnissent le fond. L'alcool suit un circuit plus compliqué, étant utilisé pour le refroidissement de la chambre; il est amené dans une conduite annulaire entourant le divergent du venturi, puis circule dans une chemise constituée par la double paroi de la chambre jusqu'aux alvéoles du fond (fig. 3) où il est pulvérisé et se mélange à l'oxygène liquide. De petits trous ménagés dans la paroi interne de la chemise permettent à une partie de l'alcool de couler le long de la chambre, produisant par évaporation un refroidissement supplémentaire et constituant un film protecteur le long de la paroi.

La paroi extérieure de la chemise présente des soufflets annulaires destinés à absorber les différences de dilatation.

En fonctionnement, les températures sont de l'ordre de 2700 ° C. dans la chambre, 2400 ° C. au col du venturi et 1600 ° C. à la sortie du jet. Mais la température de paroi ne dépasse guère 1000 ° C. grâce au «suintement» d'alcool entretenu sur les tôles de la paroi.

La vitesse du jet à la sortie est voisine de 2000 m./s. La poussée totale du jet varie d'environ 25 tonnes au départ à 29 tonnes en altitude.

Pilotage. Les gouvernes de l'engin sont constituées par les quatre vannes de graphite noyées dans le jet propulsif et les quatre volets placés au bout des dérives. Ceux-ci sont assez peu efficaces, tant aux basses altitudes, où la vitesse est encore faible, qu'au sommet de la trajectoire, où, malgré la vitesse élevée, la densité de l'atmosphère est si basse que la pression due à la vitesse ne correspond en fait qu'à une vitesse de 1 m./s. au niveau du sol. Ce sont dans les volets de jet assurent la stabilité et la conduite de l'A 4. Les volets extérieurs ne servent qu'au contrôle du roulis de l'engin, par suite de leur distance supérieure à l'axe longidutinal leur conférant une meilleure efficacité autour de cet axe.

Les conditions du pilotage de l'A 4 sont:

1° maintenir sa trajectoire dans le plan vertical passant par l'objectif et le point de lancement;

2° l'empêcher de tourner autour de son axe longitudinal;

3° l'incliner progressivement sur l'horizontale suivant une loi telle que sa trajectoire l'amène sur l'objectif assigné;

4° arrêter le propulseur au moment nécessaire pour que sa vitesse lui confère la portée désirée.

La plus grande partie de la trajectoire traverse des couches d'air raréfié. On sait qu'un projectile dans le vide décrit une parabole dont la portée maximum correspond à un angle de départ de 45°. En même temps, c'est autour de cet angle qu'une erreur donnée de pointage a l'effet minimum sur la portée. C'est pourquoi l'A4, qui est lancé à la verticale pour des raisons de commodité d'installation et parce que son accélération initiale est trop faible, doit être amené à une inclinaison voisine de 45° au moment où, par suite de l'arrêt du propulseur, il se comporte désormais comme un projectile balistique.

Sur son aire de départ, l'engin est déjà orienté par une préparation topographique, de telle sorte que le plan d'une des paires d'empennages passe par l'objectif. Les deux volets de graphite et les deux ailerons situés dans ce plan sont asservis à un gyroscope d'axe perpendiculaire au plan de la trajectoire, assurant ainsi les conditions 1 et 2 du pilotage.

En ce qui concerne la condition 3, un gyroscope d'axe parallèle à l'axe longitudinal de l'engin asservit les deux autres paires de volets de façon à incliner l'engin progressivement jusqu'à ce qu'il fasse un angle de 44° avec la verticale. Ce changement d'assiette s'accomplit en 52 secondes grâce à une minuterie-programme interposée dans le circuit du gyroscope.

Enfin, étant donnée l'irrégularité de la combustion du propulseur, son arrêt n'est pas commandé par le temps écoulé depuis le départ, mais par la vitesse finale atteinte. On mesure cette vitesse par l'intégration de l'accélération longitudinale au moyen d'un dispositif pendule-gyroscopique. L'alimentation des fuels vers la chambre de combustion est coupée par paliers, en 4 secondes environ, afin d'éviter des coups de bélier dans les canalisations.

Déroulement d'un lancer (fig. 4). L'engin A4 est placé verticalement, ses réservoirs vides, sur une plate-forme orientable, reposant sur ses quatre empennages. Par rotation de cette plate-forme, il est orienté de telle façon qu'un de ses plans méridiens, repéré, passe par l'objectif. Ensuite ont lieu un certain nombre de contrôles, destinés à vérifier l'étanchéité des reservoirs, les contacts électriques, etc. En dernier lieu, on effectue le remplissage des fuels principaux et auxiliaires dans l'ordre suivant: alcool, eau oxygénée, oxygène liquide, permanganate.

Le remplissage en oxygène liquide est une des dernières opérations, la perte par évaporation étant assez importante. Le transvasement s'effectue par pompage et demande environ deux heures.

Le dispositif d'allumage, consistant généralement en une fusée à poudre noire, est alors déclenché. Les robinets d'alimentation de la chambre de combustion sont ouverts, et ceux-ci, par leur poids et la pression des rèservoirs, parviennent à la chambre où la réaction s'amorce. Après quelques secondes, pendant lesquelles les opérateurs s'assurent par l'observation visuelle du bon déroulement de la réaction, on ouvre l'alimentation des fuels auxiliaires, ce qui met les turbopompes en marche. La poussée s'accroît jusqu'a soulever l'engin, et atteint rapidement une valeur voisine de 25 tonnes. L'accélération longitudinale est de 0,75 g. au départ [1]; elle augmente pendant toute la phase de propulsion et atteint 7 g. après 67 secondes, lorsque l'alimentation du propulseur va être coupée. Cette première partie de la trajectoire est assez voisine d'un arc de cercle.

A l'arrêt du propulseur, la poussée est de 29 tonnes, le poids, par suite de l'épuisement des fuels, est tombé à 4 tonnes, et la vitesse est de l'ordre de 1500 m./s.,

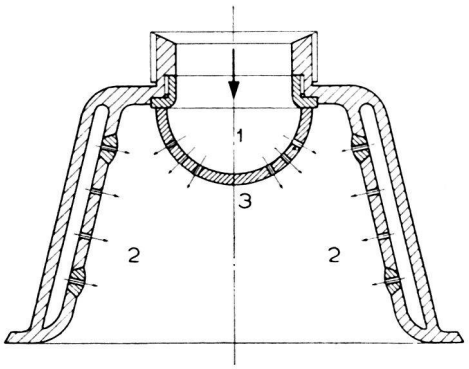

Fig. 3. Alvéole d'injection du propulseur. 1. Arrivée d'oxygène liquide; 2. Arrivée d'alcool; 3. Point d'amorçage de la réaction.

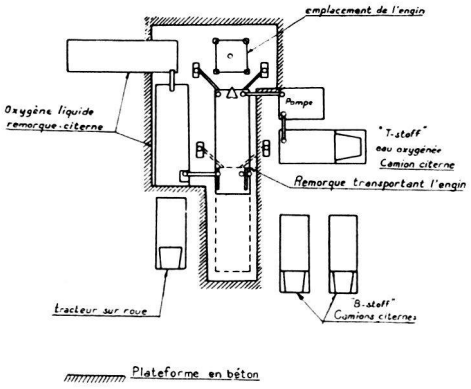

Fig. 4. Installation de lancement d'un V2.

ce qui, à l'altitude de 45 km. alors atteinte, correspond à un nombre de Mach voisin de 5 (le nombre de Mach est le rapport de la vitesse de l'engin à la vitesse de propagation d'une onde sonore dans l'air à la même température). Ensuite, l'engin poursuit sa course sans propulsion, comme un corps balistique, et, étant donnée la faible densité des couches traversées, décrit sensiblement une parabole (fig. 5). Il continue à s'élever en se ralentissant jusqu'à une altitude de 90 km. A la descente, la vitesse augmente à nouveau, atteignant un maximum relatif vers 55 km., puis se freine en pénétrant dans les couches denses de l'atmosphère et arrive au sol avec une vitesse d'impact voisine de 800 m./s., après environ cinq minutes de parcours. On voit que sur toute sa trajectoire, sauf pendant les quelques premières secondes, l'engin A4 est largement supersonique, c'est-à-dire que sa vitesse oscille entre 2,5 à 5 fois la vitesse du son.

Les essais américains de White Sands

Après la guerre, différentes autorités américaines dressèrent un programme d'essais de V2 portant sur une cinquantaine d'exemplaires récupérés en Allemagne ou complétés aux Etats-Unis. L'armee, la ma-

[1]) On prend ici comme unité d'accélération celle de la pesanteur g = 9,81 m./s².

rine, des universités, des firmes comme la General Electric Co., y collaborent avec des techniciens allemands. Le terrain d'essais de White Sands, dans le Nouveau-Mexique, a été choisi à cause du caractère quasi désertique de la région.

Le premier essai eut lieu en avril 1946. Il fut partiellement un échec, l'engin s'étant mis en rotation dès son départ, ce qui aboutit à l'arrachement d'une dérive

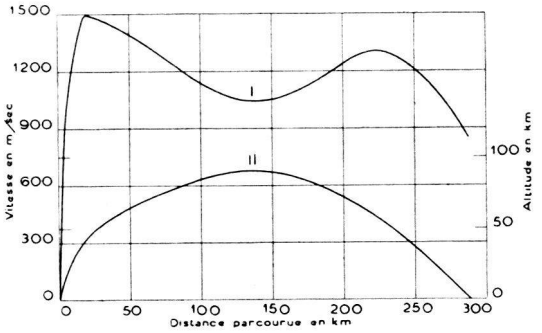

Fig. 5. Diagramme de marche d'un V2, en fonction de la distance horizontale parcourue. I. Courbe des vitesses atteintes sur la trajectoire en m./s.; II. courbe représentative de la trajectoire, avec les hauteurs et les distances en kilomètres.

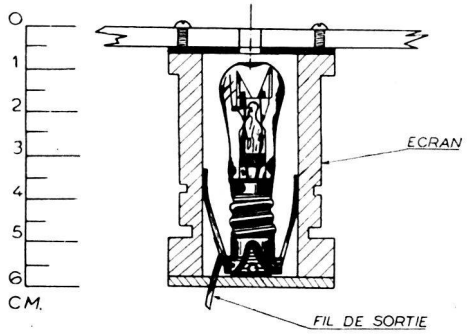

Fig. 6. Manomètre Pirani. C'est un couple thermo-électrique dont l'une des soudures se refroidit, en fonction du degré de vide l'entourant, par convection des molécules qui viennent en contact avec elle.

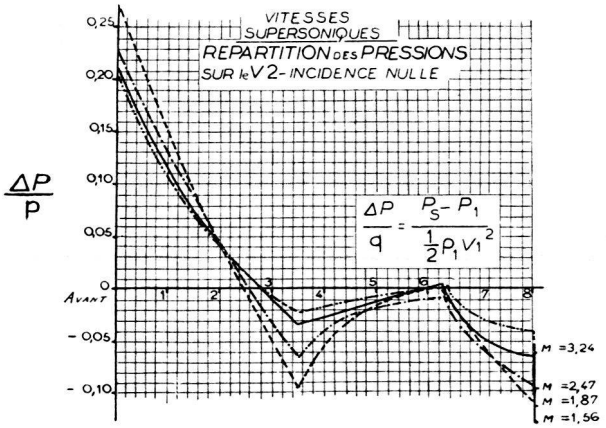

Fig. 9. Répartition des pressions le long de l'enveloppe du V2, pour 3 nombre de Mach: 3,24, 2,47, 1,87 et 1,56. Ps = pression statique mesurée sur la paroi; P_1 = pression statique à l'altitude considérée. On voit qu'en un point situé à un peu plus de 6 calibres de l'ogive la pression mesurée s'écarte peu de la pression ambiante, quel que soit le nombre de Mach.

et à des performances très faibles en portée et en altitude. Le second essai, en mai suivant, fut parfaitement réussi, mais tous les appareils d'enregistrement placés dans la cellule du V2 furent détruits, amenant les expérimentateurs à envisager pour la suite un fractionnement de l'engin en altitude et la récupération par parachutage de certaines parties. En outre, on décida de retransmettre par radio au sol toutes les indications des instruments placés à bord de l'engin.

Le but des essais était l'obtention de renseignements d'une part sur le comportement de l'engin, d'autre part, sur la physique de la haute atmospère: températures, pressions, rayonnement cosmique, ionisation, etc. Des mesures du plus haut intérêt ont déjà pu être effectuées et publiées, en particulier en ce qui concerne les pressions et les températures régnant en haute atmosphère.

Le «programme» du V2 fut modifié afin de lui faire atteindre la plus grande hauteur possible au lieu de la plus grande portée, comme l'exigeait son utilisation militaire. On atteignit une altitude voisine de 160 km., les pressions statiques rencontrées s'échelonnant entre 760 mm. et 10^{-7} mm. de mercure.

Entre la pression au sol et 10 mm. de Hg. environ, on a utilisé des manomètres à soufflets actionnant un potentiomètre à microcouple. Les soufflets sont particulièrement insensibles aux vibrations. Entre 10 mm. et 0,1 mm. de Hg., on a essayé des manomètres à filament de platine qui n'ont d'ailleurs pas donné satisfaction, leur étalonnage ayant révélé des anomalies encore inexpliquées. Entre 200 et 5 microns de Hg., des lampes-pilotes de 110 volts, 6 watts, à filament de tungstène, dont le sommet était ouvert, se sont avérées faire d'excellents manomètres (jauges «Pirani») (fig. 6) On les loge dans des étuits de laiton poli qui agissent comme des puits à température constante.

Le problème important était le choix de l'emplacement des prises de pression le long de la paroi. Les essais en soufflerie effectués par les Allemands avaient montré qu'un peu en avant des dérives, on avait un point se trouvant toujours sensiblement à la pression ambiante, quelle que soit la vitesse de l'écoulement (fig. 7). Des trous de prise de pression furent ménagés dans cette zone. D'autres furent placés près du nez, à 20 cm. de la pointe (fig. 8).

Des sondages effectués par ballons le même jour dans la région permirent de faire un recoupement des mesures jusqu'à une altitude de 15 km. Comme le montre la fig. 9, les points expérimentaux du V2 et la courbe de sondage se superposent bien, sauf toutefois dans la région où le V2 traverse la vitesse du son, à laquelle il semblerait que les prises de pression arrière ne fournissent plus la pression ambiante.

Entre 60 et 90 km. d'altitude, on ne dispose d'aucune mesure comparative, mais le *Naca* avait établi, d'après des hypothèses vraisemblables, une courbe de pressions qui est en assez bon accord, du moins dans son allure, avec les points expérimentaux.

Si l'on porte le logarithme de la pression en fonction de l'altitude, la pente de la courbe ainsi tracée fournit une mesure de la température. Bien qu'avec des points expérimentaux, cette dérivation graphique soit délicate, la concavité de la courbe met cependant en évidence une décroissance de la température entre 60 et 80 km. environ.

Des measures plus directes de la température ont pu être effectuées au cours d'autres essais, permettant de se faire une idée nouvelle de la loi de variation de

la température avec l'altitude. Jusqu'ici, on admettait, du niveau du sol jusqu'à 11 km. (tropospère) une décroissance linéaire de la température, puis au-dessus de 11 km., une température constante égale à —56,5° C. Mais on a découvert entre 48 et 60 km. une zone torride pouvant atteindre 75° C. Puis, entre 60 et 80 km. l'air se refroidit de nouveau, atteignant —70° C. De 80 à 120 km. se trouve une nouvelle zone torride, où la température semblerait atteindre 100° C. Au delà, on ne sait plus rien, la faible densité atmosphérique empêchant l'établissement d'un équilibre thermique avec les différents types de thermomètres essayés. D'ailleurs, il semble que la température subisse des variations diurnes ou saisonnières considérables à ces altitudes, corrélativement aux phénomènes chimiques et physiques associés au rayonnement solaire.

L'existence des deux zones torrides serait liée, la première à la couche d'ozone qui absorbe plus de chaleur solaire que les couches inférieures, la seconde, à une couche d'ionisation (couche E. d'Heaviside) qui dégagerait une certaine quantité de chaleur.

Etant donné l'intérêt de ces recherches en haute atmosphère, la marine américaine fait construire par la Glenn Martin Co. un engin-sonde inspiré du V2 le *Neptune*, mais présentant certaines originalités intéressantes. Il est prévu pour atteindre une altitude de 350 km. A cet effet, bien que sa poussée ne soit que de 10 tonnes, le temps de propulsion est prolongé à 75 secondes et, grâce à son faible poids total de 4 tonnes au départ, il doit atteindre une vitesse maximum de 3500 m./s. L'accélération en fin de combustion qui était de 7 g. pour le V2, est voisine de 11 g. pour le *Neptune* (fig. 10). Sa longueur est sensiblement la même, mais son maître-couple est égal à la moitié de celui de V2.

Le pilotage du *Neptune* présente des innovations par rapport à celui du V2. La tuyère propulsive est montée sur un système à cardan orientable, permettant de supprimer les vannes noyées dans le jet qui faisaient perdre une partie de la puissance du propulseur. Par ailleurs le roulis est corrigé par la ayant actionné les turbo-pompes d'amenée des fuels. réaction de deux jets latéraux alimentés par les gaz Ces jets correcteurs peuvent agir encore 17 secondes après l'arrêt de la propulsion, afin de compenser éventuellement les perturbations provenant du freinage progressif des turbo-pompes.

Les premiers exemplaires du *Neptune* doivent être livrés à la marine américaine au printemps de 1948. Les 10 exemplaires commandés coûteront 1.850.000 dollars. Rappelons que le prix de revient du V2 était de 50.000 mark au début, puis environ de 30.000 mark lors de la fabrication en série.

Le calcul des performances du *Neptune* a soulevé de nouvelles difficultés théoriques par suite de l'altitude visée. En effet, la raréfaction de l'air est telle à ces hauteurs que l'aérodynamique classique, basée sur l'écoulement de filets continus d'air, n'est plus valable. Il faut alors tenir compte de la structure corpusculaire de l'air et créer ce que certains théoriciens américains nomment la «superaérodynamique».

La théorie cinétique des gaz montre que, dans un milieu gazeux, les molécules se heurtent continuellement de façon désordonnée, mais que les distances parcourues entre deux chocs consécutifs se répartissent autour d'une valeur moyenne appelée «libre parcours moyen». A température constante, cette longueur caractéristique est inversement proportionnelle à la pression. Même compte tenu des variations de température,

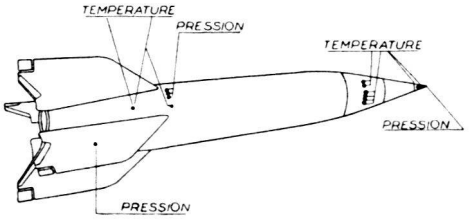

Fig. 8. Disposition des prises de pression et de température sur le V2 dans les essais de White Sands.

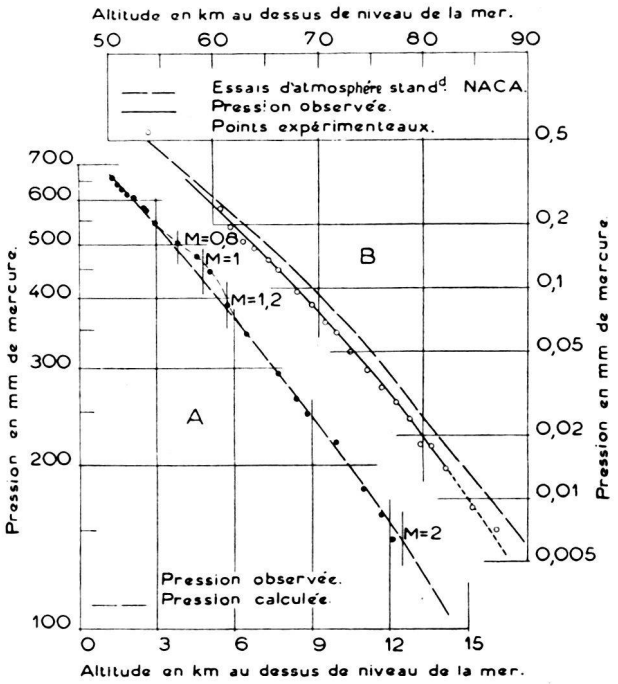

Fig. 9. Résultats des mesures de pression effectuées à White Sands: A entre le sol et 15 km.; B entre 50 et 90 km. d'altitude.

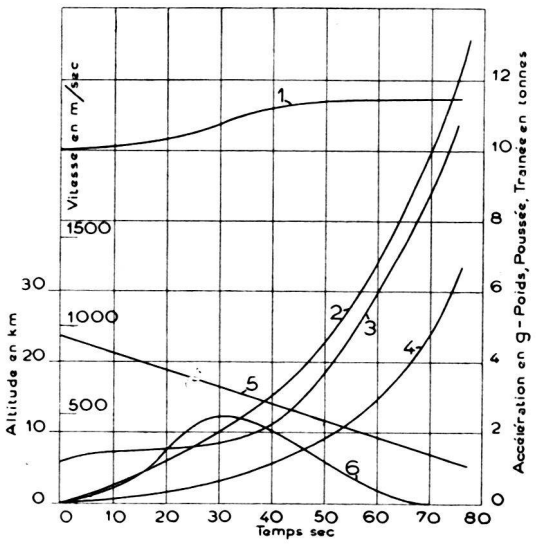

Fig. 10. Diagramme de marche calculé du «Neptune», en fonction du temps: 1. Poussée du propulseur, 2. vitesse, 3. accélération, 4. altitude, 5. poids, 6. traînée.

elle croît très vite avec l'altitude. Au niveau du sol, le libre parcours moyen est de l'ordre de quelques centaines de microns. A 100 km. d'altitude, il atteint quelques centimètres, et à 250 km., il est de l'ordre de plusiers milliers de kilomètres.

Lorsque le libre parcours moyen reste faible, mais non négligeable par rapport aux dimensions d'un mobile aérien, l'expérience et la théorie montrent que les molécules du gaz glissent le long de la surface d'un obstacle et qu'elles rebondissent de manière diffuse, c'est-a-dire dans une direction quelconque sans rapport avec la direction d'incidence. Ces deux phénomènes contribuent à diminuer le cœfficient de résistance par rapport à sa valeur aux pressions normales. On se trouve alors dans le régime dit «de l'écoulement glissant».

Lorsque le libre parcours moyen a des dimensions nettement supérieures à celle de l'obstacle, on calcule les forces en jeu par des considérations purement dynamiques de choc des molécules sur la surface de l'obstacle. Celui-ci se comporte comme si sa présence n'était plus liée à l'existence d'un «champ» dans son voisinage. On est dans le régime dit «de la molécule libre».

Le problème est plus difficile à traiter pour un régime intermédiaire, lorsque les dimensions du libre parcours moyen et de l'obstacle sont voisines. Actuellement, il n'existe pas de méthode sûre de calcul dans ce domaine.

Rappelons que si l'atmosphère est formée principalement au-dessous de 100 km. de molécules d'azote et d'oxygène, par contre, au-dessus de 100 km., dans ce qu'on appelle généralement l'ionosphère, ces deux gaz figurent presque uniquement à l'état atomique. En outre, de nombreux électrons s'y trouvent à l'état libre, dans les couches dites d'Heaviside.

La composition et les caractéristiques de l'ionosphère sont d'ailleurs très variables suivant l'heure ou la saison. De toutes façons, les mesures radioélectriques montrent que la pression décroît beaucoup moins vite dans l'ionosphère qu'entre 0 et 100 km. Dans ce dernier intervalle, elle décroît dans le rapport de 1 million à 1, alors qu'elle ne diminue que dans le rapport de 200 à 1 entre 100 et 250 km.

Les considérations précédentes de «superaérodynamique» n'en sont pas moins valables, les corpuscules faisant l'objet d'une théorie cinétique n'étant plus des molécules, mais des atomes ou des ions électrisés. Dans ce dernier, la théorie pourrait néanmoins être modifiée par la présence des charges électriques en jeu.

La «superaérodynamique» des gaz raréfiés, qui était demeurée jusqu'ici une spéculation de faible intérêt pratique, abordée seulement par quelques savants isolés, reprend donc une place de premier plan avec les possibilités de vol à haute altitude.

Développements prévus — L'avenir

Comme nous l'avons mentionné au début de cet article, dans l'esprit de ses inventeurs, l'A4 n'était qu'on jalon de leur audacieuse progression.

Pour des raisons militaires évidentes, on s'attacha d'abord à améliorer la portée du V2. Les derniers termes de la série des engins A abordèrent le problème par l'addition d'une voilure permettant à l'engin de planer dans la partie descendante de sa trajectoire. L'A9, ainsi conçu, portait deux ailes, droites ou en flèche, d'une envergure totale de 5,5 m. L'A7 ne fut qu'un prédécesseur expérimental de l'A9, qui devait être largué par un avion; il semble qu'un seul essai en ait été fait. L'A9 était loin d'être au point à la fin de la guerre, son étude exigeant encore de nombreux essais aérodynamiques.

Enfin, l'A10 devait être une espèce d'engin «gigogne», pesant 85 tonnes et développant 180 tonnes de poussée, destiné à porter et à larguer l'A9 en altitude. Ce projet, pour le développement duquel un délai de 5 à 10 ans avait été demandé, devait permettre d'atteindre des portées de 4000 à 5000 km. En fait, l'étude ne franchit jamais le stade embryonnaire.

Mentionnons ici une autre étude importante du groupe de *Peenemünde:* le *Wasserfall,* destiné à l'attaque des avions à partir du sol. Cet engin différait surtout du V2 par une paire d'ailes devant lui permettre des rayons de virage assez faibles. Une quarantaine de vols expérimentaux avaient été effectués avant la capitulation allemande.

Tous ces projets, qui se partagèrent l'activité de *von Braun* et ses collaborateurs, étaient propres à exalter leur imagination technique. Pour eux, l'A4 et autres engins analogues préparaient la voie à une véritable révolution, et nous ne pouvons faire mieux que de transcrire ici la vision que *von Braun* lui-même se faisait des possibilités futures de ses études.

D'abord, le développement d'avions à grand rayon d'action, volant à des altitudes très élevées, devient possible sur ces bases. La traversée d'Europe en Amérique durerait environ 40 minutes avec de tels appareils, qui pourraient d'ailleurs regagner leurs bases en vol plané.

On peut envisager aussi la construction d'engins pilotes à plusieurs étages, dépassant la vitesse d'échappement de l'attraction terrestre (environ 7500 m./s.) et gravitant en permanence autour de la terre après arrêt du propulseur. L'engin serait susceptible de retourner sur la terre en freinant sa vitesse par fusée et en atterrissant avec des ailes ou un système équivalent. Autrement, le ravitaillement et la relève du personnel se feraient par des engins analogues.

L'engin-satellite ainsi réalisé peut être remplacé par une construction définitive, d'érection d'autant plus facile que les matériaux, après avoir été amenés sur place, seraient dépourvus de poids. Le travail serait exécuté par des «plongeurs» équipes spécialement et se déplaçant à volonté à l'aide de petites fusées.

Il est inutile d'insister sur les applications d'un tel satellite artificiel. Observatoire de choix pour les phénomènes terrestres, il permettrait en outre d'agir sur plusieurs d'entre eux. Par exemple, en lui faisant supporter un immense miroir, constitué par un filet garni de feuillets métalliques, on pourrait concentrer la lumière ou la chaleur en des points déterminés de la terre, influencer le temps et éclairer des villes après le coucher du soleil.

Enfin l'astronautique serait évidemment un des plus beaux succès de cette révolution technique, en combinaison avec les moyens énormes que la maîtrise de l'énergie nucléaire semble promettre. Dans un article récent, le professeur *Ackeret* calculait qu'un utilisant la fission de l'uranium 235, on pouvait escompter une vitesse de 50.000 m./s. avec un engin contenant au départ 99 % de son poids de substance propulsive. En réduisant, cette proportion à 90 % seulement, on peut encore atteindre 26.000 m./s.

En définitive, si le V2 surprend encore par les nombreux problèmes que sa réalisation a résolus avec

succès, les anticipations de son auteur montrent quelles perspectives inouïes il permet d'entrevoir. Il est le premier chapitre d'une œuvre dont on n'ose encore concevoir toute l'ampleur. Néanmoins, si l'on en juge d'après la mise au point longue et pénible qu'a coutée le V2, des armées de techniciens nantis de crédits illimités seraient nécessaires à l'élaboration d'un programme aussi fantastique. Peut-être ceux d'entre nous qui restent méfiants vis-à-vis des sensations nouvelles associées au progrès technique se feront-ils facilement une raison de ce que la mise en œuvre de pareils moyens semble impossible avant longtemps? (A)

Die deutsche Fernrakete V2 ist eine der kühnsten Verwirklichungen der letzten Jahre. Sie ist das Ergebnis von mehr als 10jähriger, arbeitsreicher Forschung deutscher Pioniere. Der ursprünglich kleine Stab sammelte bis 1945 fast 5000 Techniker um sich.

Ihrer Grösse nach ist die V2 eine Art Torpedo von 14 Meter Länge, 14 Tonnen Gewicht und erreicht auf ihrer Flugbahn fünfmal grössere Geschwindigkeiten als der Schall. Sie wird durch die chemische Reaktion von flüssigem Sauerstoff mit Aethylalkohol angetrieben. Ihre Vollendung hat die Lösung zahlreicher verwickelter Probleme der Aerodynamik, Stabilität und Fabrikation erfordert.

Die von der V2 erreichten imponierenden Höhen machen sie zum auserwählten Instrument des Studiums der Atmosphäre in grosser Höhe. So stellen gegenwärtig die Amerikaner in White Sands systematische Versuche mit der V2 an. Durch die ersten Resultate ermutigt, planen sie eine auf der V2 basierende Versuchsrakete, die «Neptun», für eine Flieghöhe von 350 km.

Wenn die V2 durch ihre Verwendung in grossen Mengen eine besondere Berühmtheit gekannt hat, so war sie für ihre Erfinder doch nur eine Stufe auf dem Wege zur ultraschnellen Rakete und Weltraum-Schifffahrt. Unter dem Drucke der militärischen Ereignisse bemühte man sich vor allem, grössere Schussweiten zu erlangen.

Aber mit Hilfe unserer Einbildungskraft ist doch erlaubt, die V2 als Keim für die zukünftige «Stern-Rakete» anzusehen.

Warum landeseigener Flugzeugbau?

Von Heinrich Horber

Ehe der zweite Weltkrieg ausbrach, hatte die Schweiz — wie noch auf manch andern Gebieten — auch hinsichtlich der Ausrüstung unserer Flugwaffe besser vorgesorgt als 1914.

Nachdem in den Jahren 1927—1933 einer privaten Initiative auf Schaffung einer privaten Flugzeugindustrie (nicht zuletzt infolge mangelnder staatlicher Unterstützung) kein Erfolg beschieden war, hatten die Verhältnisse der vergangenen Kriegsjahre nun doch dazu geführt, dass unser Land die Armee mit den erforderlichen Militärflugzeugen beliefern konnte.

Abgesehen von den im staatlichen Flugzeugwerk von Emmen (Luzern) und anderen Regiebetrieben Beschäftigten, waren während des Krieges rund 5000 Arbeiter, und dazu 650 Ingenieure, Techniker und Angestellte im nationalen Flugzeugbau tätig. Ungefähr der fünfte Teil dieser Beschäftigten entfiel auf die drei eigentlichen Flugzeugbau - Unternehmen und Montagewerke (Dornier-Werke AG., Altenrhein (SG.), Pilatus-Flugzeugwerke AG., Stans, und Farner-Flugzeugbau, Grenchen). Der grösste Teil dagegen, d. h. vier Fünftel, betätigte sich in den verschiedensten, teils kleineren, teils sehr grossen Unternehmungen (deren über 40 an der Zahl in der ASIA. [Vereinigung der schweizerischen Flugzeugindustrie] ihren Zusammenschluss gefunden hatten) im Dienste des Flugzeug- oder Flugzeugzubehörbaues.

Heute nun — zweieinhalb Jahre nach Friedensschluss — dürften (abgesehen von den staatlichen Werken von Emmen) wohl keine 500 Arbeiter, Ingenieure, Techniker und Angestellte mehr im Flugzeugbau tätig sein. Heute ist es leider ein «offenes Geheimnis», dass diese junge, einst so zukunftsversprechende Industrie, die in kurzer Zeit eine beachtliche volkswirtschaftliche Position erlangt hat, bereits wieder im Sterben liegt.

Warum?... werden sich unsere Leser fragen.

In normalen Zeiten (d. h. in Friedenszeiten) kann sich eine Flugzeugindustrie (selbst diejenige fliegerisch auf hoher Stufe stehender Staaten, wie der USA. oder Englands) nur mit Hilfe von Armee- und Staatsaufträgen behaupten. Die private Flugzeugindustrie eines kleinen Landes dagegen kann nicht den Grossflugzeugbau für zivile Bedürfnisse betreiben. Der relativ kleine Park an grossen Verkehrsmaschinen, z. B. für unsere «Swissair», wird immer aus dem Ausland beschafft werden müssen, denn die Entwicklung eines neuen Flugzeugs ist so unendlich kostspielig, dass nur die grosse Serienfabrikation eines Typs eine Rentabilität sicherstellt. Für unsere Verhältnisse kommt ein solcher Serienbau überhaupt nicht in Frage, da der landeseigene Bedarf an Flugzeugen für zivile Luftverkehrszwecke ein allzu geringer ist.

Infolgedessen stellt sich die grundsätzliche Frage, ob unter solchen Umständen überhaupt eine *schweizerische Flugzeugindustrie* erhalten, bzw. *durchgehalten* werden soll? Andere kleine Länder haben aber auch ihre eigene Flugzeugindustrie, wie z. B. Schweden, Belgien und Holland. Alle diese Länder haben die private Flugzeugindustrie im Interesse ihrer *Landesverteidigung* und tun dies durch die Erteilung staatlicher