

**Zeitschrift:** Bulletin technique de la Suisse romande  
**Band:** 86 (1960)  
**Heft:** 3

**Artikel:** L'actualité aéronautique (XX)  
**Autor:** S.R.  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-64465>

### **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. 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. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

### **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. [Voir Informations légales.](#)

### **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. [See Legal notice.](#)

**Download PDF:** 16.03.2025

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

La conduite est protégée, à l'intérieur et à l'extérieur, par trois couches de Zinga appliquées au pinceau sur la tôle préalablement décapée au jet de grenaille d'acier. Avec 825 g de pâte Zinga par m<sup>2</sup>, additionnée de 0,125 l de diluant, on assurait une épaisseur moyenne de 0,15 mm avec une tolérance de  $-0,03$  mm. L'épaisseur était contrôlée en atelier au moyen d'un Elcomètre.

L'inspection complète de la conduite forcée, après deux ans d'exploitation, a révélé le bon comportement de l'enduit.

Dans la partie enterrée, l'enduit extérieur a été complété par une double couche de bitume à chaud enrobant un tissu de fibres de verre. Le ramollissement du bitume par temps chaud était combattu par une peinture d'aluminium qui résistait mieux que le badigeon de chaux au délavement des fortes pluies.

Les soudures intérieures ont été entièrement meulées pour améliorer la surface d'accrochage du Zinga et diminuer les risques d'usure de l'enduit par frottement de l'eau. Par contre, les soudures extérieures ont été meulées superficiellement.

La fragilité des aciers spéciaux à basse température nous a conduits à prendre des mesures de protection dans la fouille dès que la température descendait au-dessous de 0°. Les travaux étaient suspendus à  $-5^{\circ}$ .

Le contrôle des soudures s'est fait en atelier au moyen de rayons X et sur place par procédé gammagraphique

avec une source radioactive de cobalt. Bien que les soudures circulaires de montage aient été exécutées souvent dans des conditions excessivement difficiles, aucun défaut n'a été décelé.

Les tuyaux de la conduite enterrée ont été essayés en atelier à la presse hydraulique, avec une pression de 150 % de la pression statique. Les essais sur place ont été effectués avec la même surpression, sur trois tronçons, pour ne pas dépasser les contraintes de 1800 et 2500 kg/cm<sup>2</sup> pour les aciers SM35 et Feralsim 52 respectivement (fig. 20).

Dans le tunnel à faible pente de la Crettaz, les aciers auraient supporté, dans les limites précitées, la pression appliquée lors du deuxième essai (ligne piézométrique à l'altitude 1634). Comme ce n'était pas le cas des vannes-papillon placées au sommet de la conduite et dimensionnées pour une pression d'essai de 9,75 atm il fallut faire un troisième essai.

La prise d'eau d'Ayerne, achevée en octobre 1956, apporta sa contribution au remplissage du lac d'Arnon surélevé à la fonte des neiges du printemps 1957.

Le lac ayant atteint sa cote maximum en juillet et après une série d'essais, la centrale des Diablerets, décrite par ailleurs, était prête à l'exploitation au début de septembre 1957.

(A suivre.)

629.135 (494)

## ACTUALITÉ AÉRONAUTIQUE (xx)

### L'avion suisse d'attaque au sol P-16 Mk III

#### Un peu d'histoire

Au cours de la dernière guerre mondiale, l'industrie aéronautique suisse a dû faire face à une situation difficile. En effet, cette industrie avait souffert, avant cette guerre, d'une assez forte désertion, si bien qu'un regroupement des forces et une reconstitution des équipes de spécialistes furent absolument nécessaires, pendant la guerre, pour que la Suisse soit en mesure de pourvoir elle-même à ses propres besoins en matière d'avions militaires. On vit ainsi renaître une industrie aéronautique suisse, avec tout ce que cela suppose de cadres techniques, de personnel spécialisé et de moyens de production. Une importance de plus en plus accrue fut accordée à la recherche et aux essais, concrétisée par la réalisation, à côté de la Fabrique fédérale d'avions à Emmen, d'un Centre d'essais et de recherches aéronautiques, dont l'équipement actuel fait honneur à notre pays et lui permet d'occuper, sur le plan européen, une place de choix.

Après la guerre, les deux principales usines suisses reçurent chacune la commande d'un avion militaire à réaction. La Fabrique fédérale d'avions entreprit alors la réalisation du N-20 (avion plus ou moins en delta, équipé de deux turboréacteurs, d'une conception assez audacieuse pour l'époque (1946-1952), qui plaçait l'aéronautique suisse à la tête du progrès), tandis que les usines d'aviation d'Altenrhein (FFA = Flug und Fahrzeugwerke AG., Altenrhein) se lançaient dans la réalisation du P-16, au tout début de 1950, après s'être intéressées à d'autres projets (de 1948 à 1950 : le P-25, à deux turboréacteurs).



Fig. 1. — L'avion suisse d'attaque au sol P 16 Mk III.

Quelles étaient alors les exigences formulées quant au P-16 ?

La troupe d'aviation réclamait un avion d'attaque au sol (appelé aussi avion d'assaut), et non pas un intercepteur ou un chasseur pur, le rôle de l'avion d'attaque au sol étant d'appuyer les actions de la troupe et de porter aux troupes ennemies, derrière leurs lignes, des coups décisifs. Les caractéristiques principales d'un tel avion sont bien connues :

- très forte charge militaire ;
- vitesse transsonique ;
- fort pouvoir d'accélération ;
- coefficient de résistance très élevé ;
- excellente plate-forme de tir ;
- excellentes performances de virage (à très faible rayon) ;
- faibles courses au décollage et à l'atterrissage ;
- temps très courts de préparation au vol.

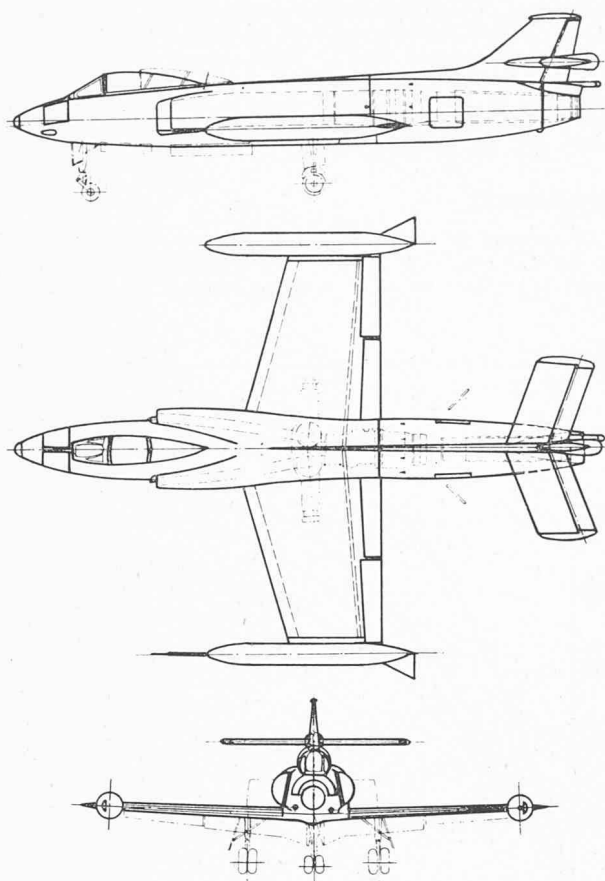


Fig. 2. — Représentation trois-vues de l'avion suisse d'attaque au sol P 16 Mk III.

C'est dans cet esprit que fut conçu, étudié puis réalisé le P-16, dans un élan d'enthousiasme remarquable, par des forces jeunes et dynamiques. Le premier vol du premier prototype eut lieu le 28 avril 1955. Le 31 août 1955, au cours du 22<sup>e</sup> vol d'essai, à la suite d'une rupture en fatigue d'une conduite sous pression de carburant, le pilote dut se résoudre à abandonner l'avion, qui s'abîma dans le lac de Constance. Le deuxième prototype prit l'air pour la première fois au début de 1956 et effectua son premier passage sonique en août 1956. Avec ce prototype, FFA réalisa un programme de vols d'essai portant sur le comportement de l'armement pour toutes les configurations de vol, sur les réactions en vrille et sur des mesures de performances.

Le premier avion de la présérie, le numéro 03, qui était équipé d'un turboréacteur plus puissant (l'Armstrong-Siddeley Sapphire Sa 7, prévu pour la série), entama son programme de vols d'essai au début de 1957. C'est précisément sur la base des résultats fort encourageants obtenus avec cet avion que les Chambres fédérales avaient décidé, en mars 1958, de passer à FFA une commande de 100 appareils P-16.

Toutefois, lors du 102<sup>e</sup> vol d'essai, l'installation hydraulique du 03 tomba en panne et, ensuite d'un fâcheux concours de circonstances, le pilote fut contraint à abandonner l'avion, qui s'effaça dans les eaux du lac de Constance.

C'est à la suite de ce regrettable accident que la commande passée à FFA fut annulée. Le programme des vols d'essai ne fut pas définitivement interrompu pour autant, et l'usine prit sur elle de le poursuivre.

C'est ainsi que du 8 juillet au 23 octobre 1959, 32 vols d'essai furent effectués, au cours desquels furent confirmées les remarquables aptitudes du P-16; en commande asservie, toute la gamme des vitesses et des manœuvres possibles fut passée en revue, à la satisfaction complète du pilote; en commande manuelle pure (déclenchement de l'asservissement), des virages jusqu'à Mach 0,8 et sous 2,5 g furent parfaitement maîtrisés par le pilote.

### Construction

L'aile est construite en caisson, à l'aide de tôles coniques d'une pièce et de huit longerons; le nez de l'aile est composé de cinq pièces moulées en alliage de magnésium-zirconium. Pour une envergure de 11,14 m, la surface alaire est de 30 m<sup>2</sup>, avec une flèche de 16°, un allongement de 3,85 et une épaisseur relative de 8%. Le volet hypersustentateur à fente, attaché en huit points, passe sous le fuselage. Les ailerons de gauchissement peuvent également participer à l'hypersustentation, par abaissement symétrique et rotation d'environ 30°.

Du point de vue hypersustentation, le P-16 offre une caractéristique unique au monde: son volet de bord d'attaque, du type Krüger, qui n'avait jamais connu d'applications pratiques jusqu'alors. Ce volet, logé intégralement dans le nez de l'aile en configuration de vol normal, peut effectuer une rotation vers l'avant de 120°, et confère ainsi au P-16 un coefficient de portance maximum, en configuration d'atterrissage, encore jamais atteint pour un avion de cette catégorie.

En bouts d'ailes sont fixés deux réservoirs non largables contenant chacun 950 litres de carburant.

Le fuselage est également construit en caisson, et présente la fameuse formule de la « taille de guêpe », dont il a été tant question en 1955, mais que les constructeurs du P-16 avaient déjà imaginée en 1951. Le fuselage porte deux entrées d'air latérales et de puissants aérofreins. Dans le nez sont montées les installations à haute fréquence (radar de tir, postes radio). Derrière la cabine de pilotage, qui est prise entre deux parois blindées, se trouve une vaste soute à armement, d'un accès particulièrement aisé. Le réservoir central de carburant, d'une contenance de 570 litres, est situé un peu plus en arrière. Un cadre de séparation, au niveau des deux points d'attache latéraux du turboréacteur, permet le dégagement facile de la partie arrière du fuselage et favorise ainsi le remplacement rapide du turboréacteur. Dans la queue du fuselage est logé un parachute de freinage à l'atterrissage, auquel le pilote peut avoir recours en cas de nécessité.

Les gouvernes consistent en un tube de torsion et un remplissage en mousse plastique prise dans un revêtement

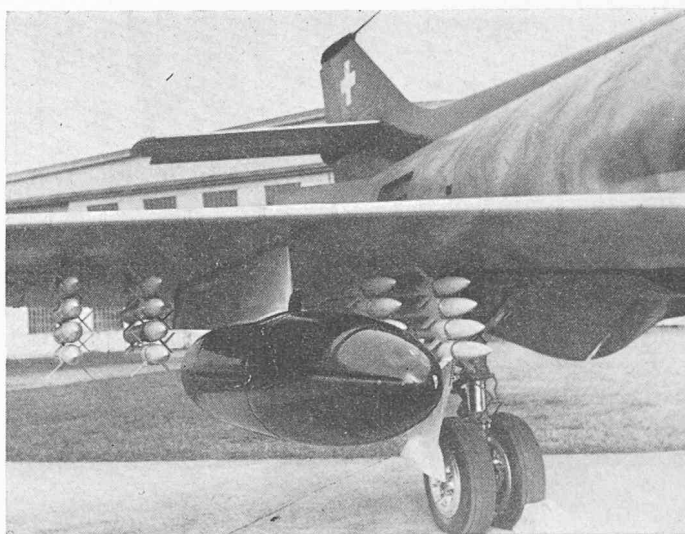


Fig. 3. — L'une des nombreuses possibilités d'armement du P 16: bombes napalm de 450 litres, roquettes Hispano-Suiza « Sura » de 80 mm, à empennage coulissant.

mince ; le tout forme un élément particulièrement rigide et d'une extrême légèreté. Les masses d'équilibrage sont distribuées de manière continue, sauf pour le gouvernail de direction, dont une partie des masses d'équilibrage est concentrée dans la région supérieure.

Le **train d'atterrissage** tricycle, à suspension hydraulique, porte des roues munies de freins à disques. La pression de gonflage est de 5 atu pour la roue de pouce jumelée, et de 6,8 atu pour les roues principales, en montage diabolo.

Le **turboréacteur** est fixé au moyen de deux paliers latéraux, logés dans le cadre de séparation du fuselage, et d'un support central articulé. Les deux prises d'air latérales

aboutissent, par l'intermédiaire d'un canal circulaire, à l'entrée du compresseur axial du turboréacteur Armstrong-Siddeley « Sapphire » Sa 7, à treize étages de compression et à deux étages de turbine, d'une poussée maximum au point fixe de 4990 kg. L'emplacement est prévu pour un turboréacteur plus puissant encore, par exemple le Rolls-Royce RB 146, d'une poussée de 6000 kg.

### Equipement

Le **système de carburant** repose sur les deux réservoirs en bouts d'ailes (contenant chacun 950 litres) et sur le réservoir central dans le fuselage (de 570 litres). Deux

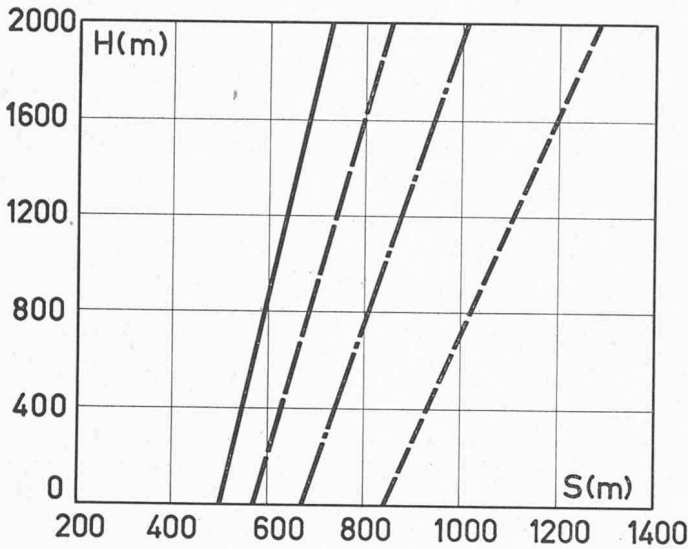


Fig. 4. — Course au décollage, volets hypersustentateurs complètement braqués :

- sans charges extérieures (poids au décollage de 9,3 tonnes)
- avec 48 roquettes (poids au décollage de 9,8 tonnes)
- - avec 2 bombes de 400 kg chacune et 32 roquettes (poids au décollage de 10,5 tonnes)
- - - avec 4 bombes de 400 kg chacune et 24 roquettes (poids au décollage de 11,3 tonnes)

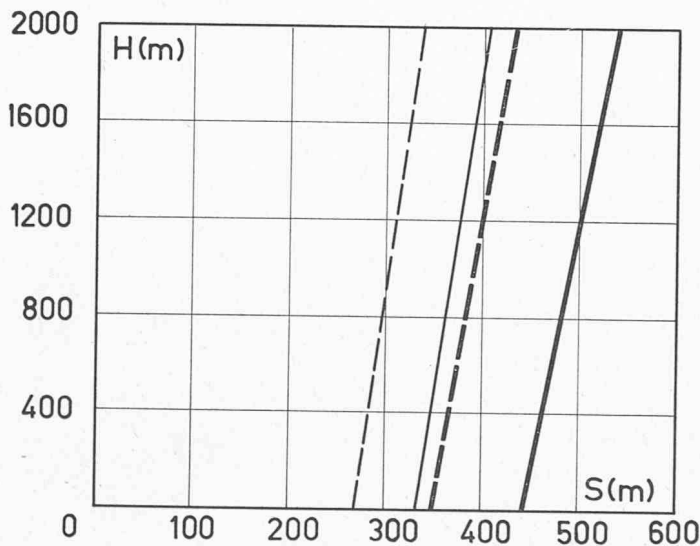


Fig. 5. — Course à l'atterrissage avec volets hyper-sustentateurs complètement braqués et freinage mécanique 100%.

- poids d'atterrissage de 8300 kg (sans parachute de freinage)
- poids d'atterrissage de 8300 kg (avec parachute de freinage)
- poids d'atterrissage de 7300 kg (sans parachute de freinage)
- - poids d'atterrissage de 7300 kg (avec parachute de freinage)

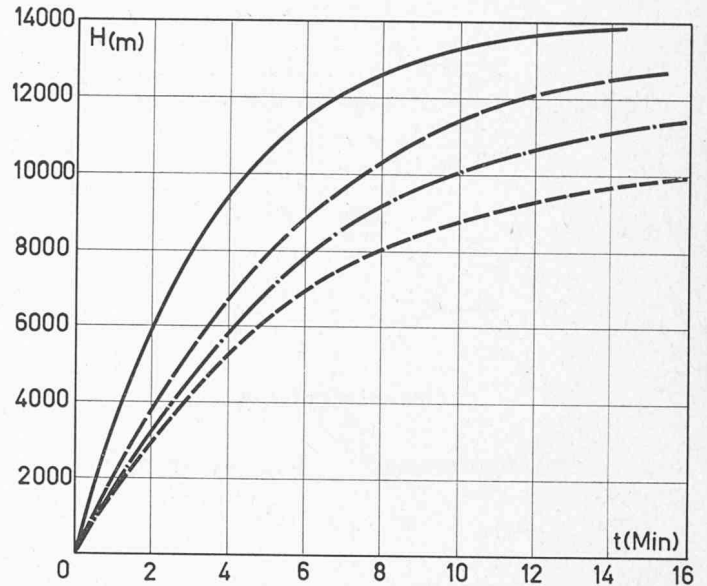


Fig. 6. — Temps de grimpeée.

- sans charges extérieures (poids au décollage de 9,3 tonnes)
- avec 48 roquettes (poids au décollage de 9,8 tonnes)
- - avec 2 bombes de 400 kg chacune et 32 roquettes (poids au décollage de 10,5 tonnes)
- - - avec 4 bombes de 400 kg chacune et 24 roquettes (poids au décollage de 11,3 tonnes)

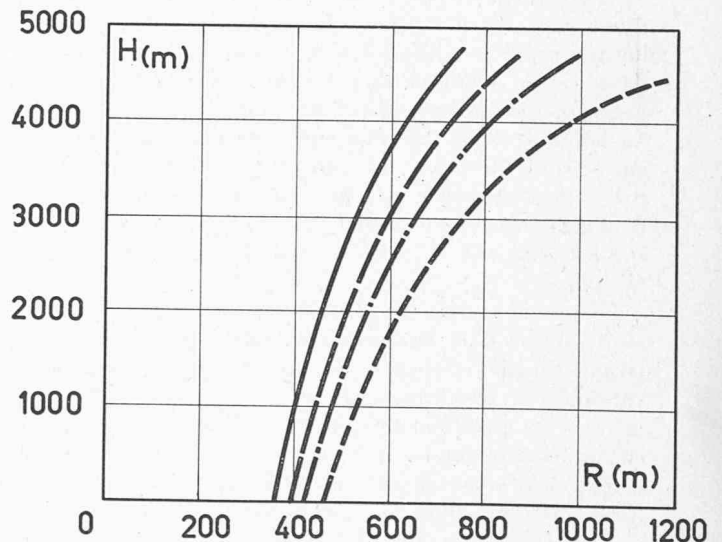


Fig. 7. — Performances de virage en configuration d'atterrissage, vol stationnaire, 50% de carburant.

- sans charges extérieures (poids en vol de 8,3 tonnes)
- avec 48 roquettes (poids en vol de 8,8 tonnes)
- - avec 2 bombes de 400 kg chacune (poids en vol de 9,5 tonnes)
- - - avec 4 bombes de 400 kg chacune (poids en vol de 10,3 tonnes)

réservoirs supplémentaires peuvent être fixés sous les ailes ; la contenance de chacun d'eux peut être au maximum de 1000 litres. Ainsi, la dotation en carburant peut passer de 2470 à 4470 litres ; cette quantité peut être portée à plus de 4900 litres, par le logement, dans la soute à armement, d'un réservoir supplémentaire de 450 litres environ.

La pression au remplissage des réservoirs est comprise entre 1 et 3,5 atu. Les deux réservoirs de bouts d'ailes non largables, sont pourvus de soupapes de vidange rapide, et sont compartimentés.

L'installation hydraulique comprend deux réseaux séparés. Le premier, le réseau principal, aboutit à un réservoir individuel et travaille sous une pression de service de 210 atu fournie par une pompe entraînée directement par le turbo-réacteur ; le second réseau, qui est celui de l'asservissement des commandes (les trois commandes sont asservies), fonctionne sous une pression de service de 170 atu, fournie par une pompe électrique. Le réseau principal dessert notamment le système de calage hydraulique de l'empennage horizontal (trimmer), les volets d'atterrissage, les aérofreins, le système de relevage du train d'atterrissage, les volets de bord d'attaque. Les dispositifs de secours reposent sur des accumulateurs hydrauliques, une commande manuelle (par roue) du calage de l'empennage horizontal, une première commande de secours des gouvernes (hydraulique) et une seconde commande de secours des gouvernes (mécanique).

Il faut signaler de plus la présence d'un réseau d'air comprimé, qui assure entre autres le largage symétrique de la verrière et la sortie de secours du train d'atterrissage en cas de panne du système hydraulique.

L'installation électrique est alimentée par un générateur de 6 kW, une batterie de 35 Ah (au Ni-Cd) et une batterie de secours de 16 Ah. Le réseau électrique dessert notamment le système de chauffage de la vitre blindée frontale, la pompe de carburant, la pompe de l'un des réseaux hydrauliques, les vannes électriques du système hydraulique, les amortisseurs de lacet, les avertisseurs d'incendie et les extincteurs, l'installation de haute fréquence, etc.

Parmi les autres éléments de l'équipement, citons :

- deux stations radio, un radar de tir, un radiocompas et un amortisseur de lacet ;
- une installation avertisseuse d'incendie et des extincteurs ;

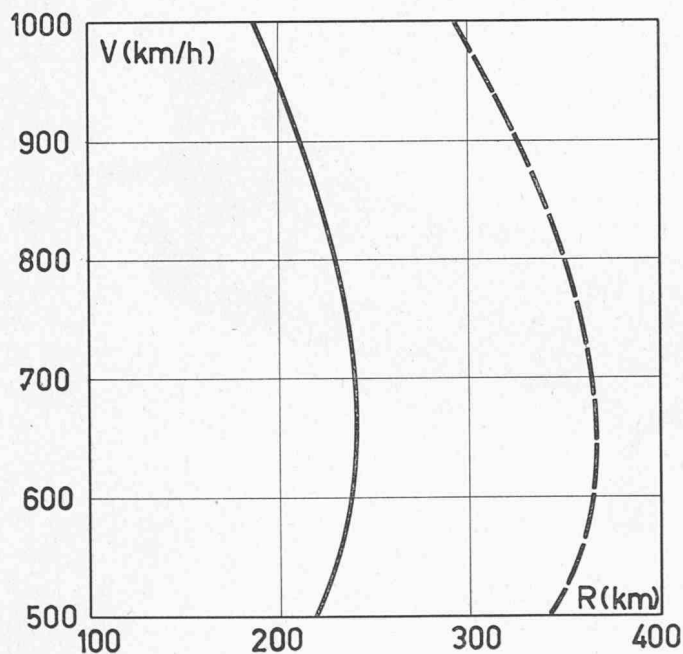


Fig. 8. — Rayon d'action tactique : canons et lance-roquettes automatique, vol d'aller et de retour à 1000 m d'altitude, 5 minutes de combat à plein régime du réacteur et 200 kg de carburant de réserve.

- avec 2500 litres de carburant interne (poids au décollage de 9,6 tonnes)
- avec 2500 litres de carburant interne et 900 litres de carburant dans des réservoirs supplémentaires extérieurs (poids au décollage de 10,4 tonnes)

- le conditionnement de la cabine de pilotage (la pression atmosphérique régnant au sol est maintenue constante jusqu'à l'altitude de 3000 m ; à partir de cette altitude, la pression dans la cabine décroît, de telle manière que règne une surpression constante de 0,21 atu) ;
- un équipement anti-g ;
- un parachute de freinage à l'atterrissage, à lamelles (pour une force de freinage de 3 à 4,5 tonnes) ;
- une installation antibuée et de dégivrage ;
- un siège éjectable entièrement automatique Martin-Baker Mk IV (utilisable pour tout le domaine des vitesses et toutes les altitudes jusqu'à 15 m en dessus du sol) ;
- un appareil de visée commandant le largage des bombes.

### Armement

L'armement standard consiste en deux canons Hispano-Suiza de 30 mm, dotés chacun de 125 obus, tirant à la cadence de 1000 coups/minute chacun (vitesse initiale de 1100 m/s ; distance pratique de tir de 1400 m environ).

L'armement amovible comprend les éléments suivants :

1. Un lance-roquettes automatique *Matra 1000* (logé à l'intérieur du fuselage, dans la soute à armement), équipé de 44 roquettes explosives ou à charge creuse, d'un calibre de 68 mm ; la cadence de tir est de 1800 roquettes/minute.
2. Douze supports fixés sous les ailes, prenant chacun une grappe de 4 roquettes de précision *Hispano-Suiza*, d'un calibre de 80 mm, explosives ou à charge creuse.
3. Quatre supports de bombes pour les possibilités suivantes :
  - bombes explosives de 500 kg (quatre au maximum) ;
  - bombes explosives de 1000 kg (deux au maximum) ;
  - bombes au napalm de 450 litres (quatre au maximum) ;
  - réservoirs à roquettes pour 19 et 31 roquettes de 68 mm ;
  - bombes guidées ;
  - roquettes à tête chercheuse ;
  - réservoirs supplémentaires de carburant jusqu'à 1000 litres chacun (au maximum deux).

Il est possible de combiner entre eux les divers éléments d'armement amovible cités ci-dessus, jusqu'à atteindre une charge militaire maximum de 2590 kg.

### Solidité

Les calculs statiques du P-16 reposent sur un facteur d'accélération normale de +8,5 et de -6 (charges sûres). Le facteur d'accélération normale en charges de rupture est de +12,75 et de -9. Ces dernières valeurs ont été réalisées lors d'essais statiques de toutes sortes effectués

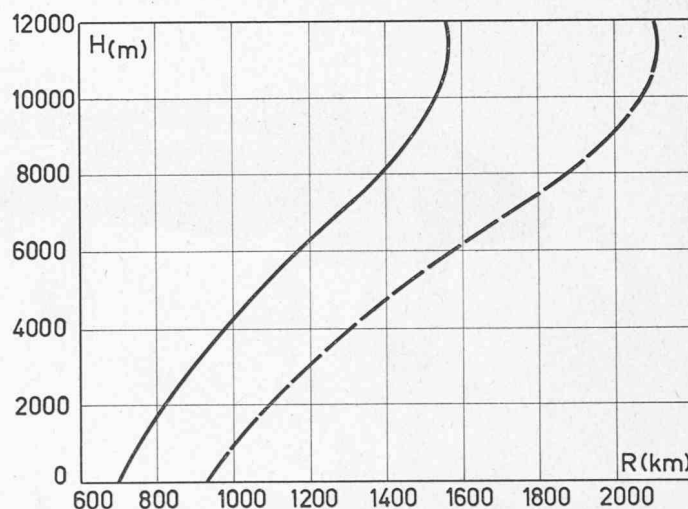


Fig. 9. — Autonomie de vol.

- poids au décollage de 9500 kg (2500 litres de carburant interne)
- poids au décollage de 10 300 kg (2500 litres de carburant interne + 900 litres dans deux réservoirs supplémentaires extérieurs)

au sol ; grâce aux nombreuses réserves prévues dans la construction du P-16, même sous les charges de calcul de rupture, aucun élément n'a cédé ; seules quelques légères déformations permanentes sont apparues. Il faut signaler, de plus, que le P-16 n'est soumis à aucune restriction de vol (vitesse, nombre de Mach et accélération normale), quel que soit l'état de charge.

### Préparation au vol

Les constructeurs du P-16 ont attaché une très grande importance au service au sol et à l'entretien, afin de réduire au strict minimum les temps morts. C'est pourquoi la préparation au vol, entre deux missions, ne nécessite que fort peu de temps. Le chargement des lance-roquettes s'effectue rapidement grâce au fait que les grappes sont préparées à l'avance. Il en va de même pour le chargement des canons de bord, qui ne réclame, en fait, que le remplacement des magasins vides par des magasins pleins.

La préparation complète au vol (carburant et armement) nécessite dix-huit à vingt minutes, pour une équipe de cinq à six hommes.

Le remplacement complet du turboréacteur s'effectue en quatre heures environ, compte tenu des contrôles de fonctionnement nécessaires (temps effectivement mesuré : quatre heures et cinq minutes). Grâce à un outillage spécial, il est possible de réduire encore ce temps et de le porter à 3,5 heures seulement.

### Qualités de vol

Jusqu'à présent, le P-16 a effectué 470 vols en chiffre rond, sous la conduite de pilotes d'essai et de pilotes de milice. Toutes les configurations de vol ont été éprouvées. Les pilotes ont été étonnés de la grande facilité de pilotage.

Grâce à son excellente stabilité, le P-16 offre une remarquable plateforme de tir, ce qui est particulièrement important pour un avion d'attaque au sol. La proportion des touchés, sur une cible carrée de 5 m de côté, et à partir d'une distance

de tir de 1200 à 1400 mètres, est en moyenne de 60 % (meilleure valeur mesurée : 81 %).

Quant à la vrille, le P-16 ne peut s'y engager qu'à la suite d'une manœuvre voulue ; lorsque le P-16 est ainsi mis volontairement en vrille, il en ressort de lui-même, dès que les commandes sont libérées, après un quart de tour.

### Possibilités de développement

Parmi les modifications qui peuvent être envisagées immédiatement ; citons :

- décollage sur 0 m, à l'aide d'une courte rampe mobile de décollage et de deux fusées d'assistance d'une poussée de 20 tonnes chacune ;
- décollage sur très faible distance (de 100 à 150 mètres) grâce à l'emploi de deux fusées d'assistance d'une poussée unitaire de 10 tonnes.
- parachute de freinage à l'atterrissage d'un diamètre de 4,5 mètres (actuellement en préparation) ;
- crochet d'amarrage à l'atterrissage.

D'autres modifications pourraient être réalisées, dans le cadre par exemple du démarrage d'une production en série :

- installation d'un turboréacteur plus puissant (par exemple le Rolls-Royce RB 146, d'une poussée maximum au point fixe de 6000 kg) ;
- installation d'un dispositif de post-combustion assurant au point fixe un supplément de poussée de 25 à 30 % et de l'ordre de 60 à 70 % pour Mach 0,9 (l'emplacement a été réservé dans la partie postérieure du fuselage) ;
- installation d'un moteur-fusée (à liquides) auxiliaire (par exemple deux unités SEPR délivrant chacune 1500 kg de poussée) ;
- version biplace, dans laquelle les canons de bord devraient être abandonnés. L'extension de l'installation de conditionnement de la cabine de pilotage est d'ailleurs déjà prévue.

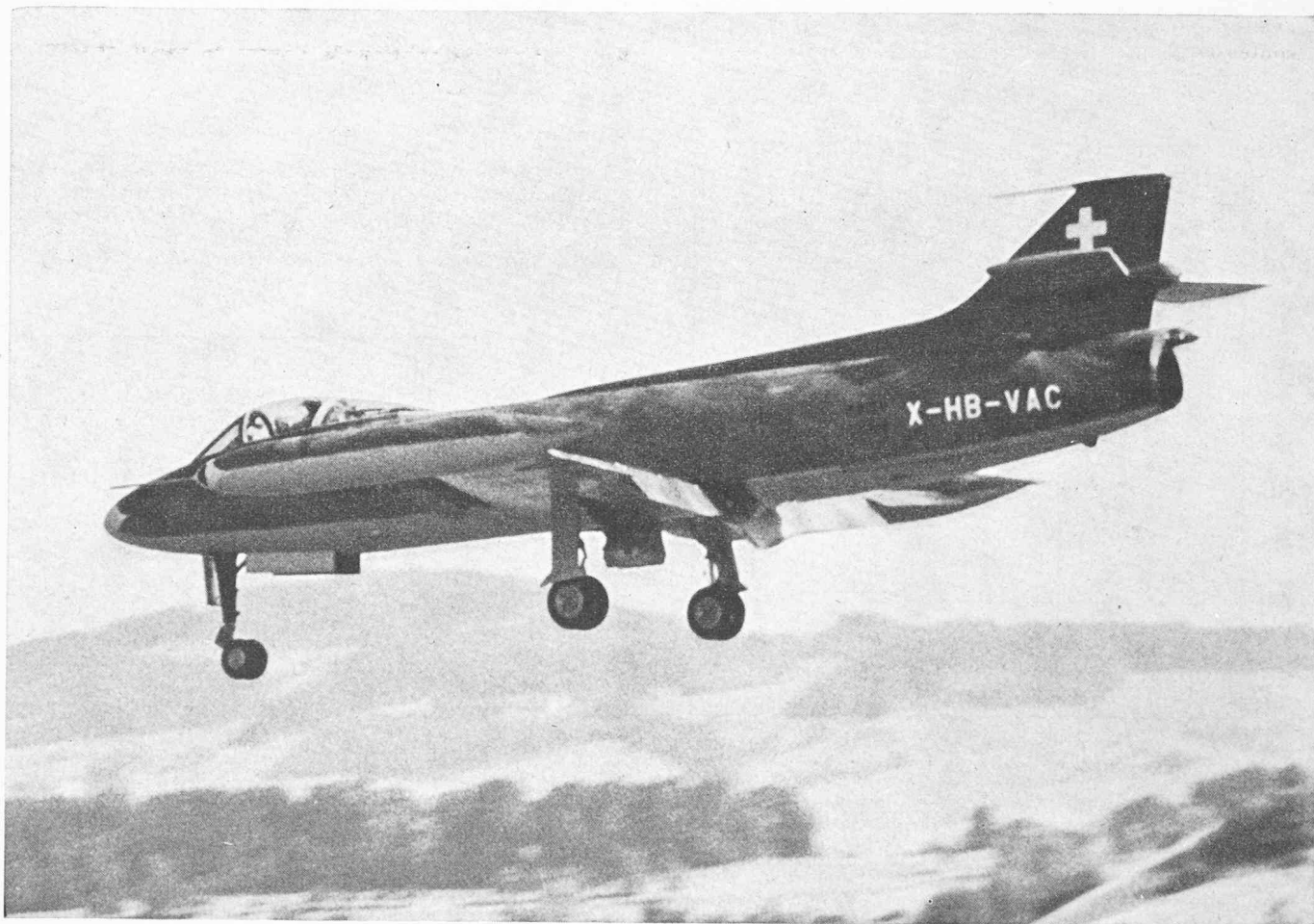


Fig. 10. — L'avion suisse d'attaque au sol P 16 Mk III en configuration d'atterrissage.

## Performances de vol

Divers diagrammes de performances de vol sont représentés dans les figures ci-annexées ; les spécifications exactes sont indiquées au-dessous de chaque figure. Ils se rapportent aux performances mesurées effectivement en vol pour les versions « sans charge extérieure » et « avec 48 roquettes », à l'aide des appareils P-16 équipés du turboréacteur Armstrong-Siddeley Sa 7. Les valeurs de la version « sans charges extérieures » ont été mesurées sous le contrôle du Service technique militaire (KTA). Les deux autres versions avec bombes et roquettes ont été calculées à partir des mesures en vol de la version « sans charges extérieures » et des mesures en soufflerie transsonique des variations de la traînée dues à la présence de charges extérieures. Toutes les performances indiquées se réfèrent à l'atmosphère standard. Parmi ces diverses performances, relevons les valeurs particulières suivantes :

- vitesse maximum au voisinage du sol . 1115 km/h
- vitesse ascensionnelle maximum, au voisinage du sol, en régime stationnaire . 65 m/s
- course au décollage (version normale) . 500 m

- course à l'atterrissage, version normale :
  - sans parachute de freinage . . . . . 440 m
  - avec parachute de freinage . . . . . 360 m
- rayon de virage stationnaire, en version normale, configuration d'atterrissage . . 350 m

L'usine d'Altenrhein communique, d'autre part, quelques renseignements au sujet des performances à attendre du P-16 équipé du turboréacteur plus puissant (6000 kg de poussée maximum au point fixe) :

- amélioration de la course au décollage, de 22 à 25 % ;
- vitesse maximum portée à 1130 km/h au voisinage du sol ;
- vitesse ascensionnelle stationnaire au voisinage du sol améliorée de 30 à 35 %, temps de grimpe jusqu'à 10 000 mètres réduit d'environ 30 % ;
- temps d'accélération en vol horizontal réduit d'environ 15 à 17 % ;
- autonomie de vol inchangée. S. R.

(Dans une prochaine *Actualité*, nous décrirons le système d'asservissement des commandes du P-16.)

## BIBLIOGRAPHIE

**Directives pour la pose de conduites principales de gaz et d'eau**, éditées par la Société suisse de l'industrie du gaz et des eaux. — Une brochure 14,5 × 21 cm, de 56 pages. Prix : 3 fr.

L'établissement et le maintien d'un réseau étanche de canalisations constitue une tâche essentielle pour l'exploitation rationnelle d'un réseau de distribution d'eau ou de gaz. Les pertes des conduites souterraines représentent en effet une fraction non négligeable des quantités de fluide transporté ; en outre, les travaux de réparation et d'entretien des canalisations dans les chaussées modernes sont des opérations difficiles et coûteuses.

C'est pourquoi le soin apporté à l'étude et à la réalisation des conduites souterraines revêt une grande importance pour la sécurité et le bon rendement d'un réseau de distribution. Etude et réalisation seront facilitées grâce à la connaissance de ces directives qui mettent à la disposition des spécialistes les règles de l'art pour la pose de conduites souterraines de gaz et d'eau et qui peuvent en outre servir de base lors des soumissions, adjudication et exécution des travaux de ce genre.

*Extraits de la table des matières :*

Généralités. — Champ d'application. — Etablissement du projet. — Matériel. — Travaux de terrassement et de bétonnage. — Pose des conduites. — Essai d'étanchéité de la conduite posée. — Mise en service. — Dessins explicatifs. — Exemple de formule de soumission.

## LES CONGRÈS

### Journée internationale d'information sur l'Energie nucléaire

Liège, 9 juin 1960

L'Association des ingénieurs sortis de l'Institut Montefiore organise, le 9 juin 1960, dans le cadre des activités scientifiques de la Foire internationale de Liège (Belgique), une Journée internationale d'information sur l'énergie nucléaire.

Cette journée comportera une série de conférences qui seront consacrées aux thèmes suivants relatifs au développement de l'énergie nucléaire au cours des dernières années :

1. Réacteurs de puissance actuellement en service ou en construction et conceptions d'avant-garde.
2. Incidence de l'énergie nucléaire sur le développement industriel, notamment par le développement de fabrications existantes ou la création d'industries nouvelles (métallurgie, etc.).
3. Etat actuel des connaissances en fusion nucléaire.
4. Coordination des programmes de recherche dans les divers pays de la Communauté de l'Euratome.

Pour les détails relatifs à l'organisation de cette journée, ainsi que les noms des conférenciers, s'adresser au Comité central de la FEANI, Beethovenstrasse 1, Zurich.

### Association internationale contre le bruit (AICB)

Cette association organise, du 1<sup>er</sup> au 3 mars 1960, à Zurich et Baden, un congrès international sur la lutte contre le bruit.

De nombreuses communications y seront présentées par des personnalités éminentes de Suisse et de l'étranger.

Tous renseignements sont à demander au Secrétariat de l'Association internationale contre le bruit, Sihlstrasse 17, Zurich 1, tél. (051) 25 44 44.

## ASSOCIATION AMICALE DES ANCIENS ÉLÈVES DE L'ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE LAUSANNE

### Fondation de la section genevoise

Les Anciens élèves de l'École polytechnique de Lausanne résidant dans le canton de Genève ont tenu leur première réunion à Genève, le jeudi 14 janvier 1960, en présence de M. R. H. Lambert, président de l'Association suisse.

Une section genevoise a été créée et un comité provisoire a été élu, que préside M. Paul M. Haenni.

Il a été décidé de resserrer les liens de camaraderie entre les Anciens élèves, de collaborer avec les autres associations d'ingénieurs, et de mieux faire connaître la grande École d'enseignement supérieur de Lausanne.

Acube (Genève)  
25, avenue Riant-Parc