

Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke

Autor(en): **Bridel, Georges**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **94 (1976)**

Heft 20

PDF erstellt am: **28.04.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-73097>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

- [11] Hydraulisches Widerstandsverhalten von Kunststoff-sickerleitungsrohren NW 100. Versuchsbericht Nr. 164/73 des Instituts für Hydraulik und Hydrologie, Darmstadt 1973. Nicht veröffentlicht.
- [12] A. Saxen und H. Karge: Über die hydraulische Leistungsfähigkeit von Kunststoff-Dränrohren. «Die Wasserwirtschaft» 12 (1968) S. 362-364.
- [13] H. Eylers: Rohrhydraulik und Dränung. «Wasser und Boden» 1970, Heft 1, S. 1-4.
- [14] H. Press und R. Schröder: Hydromechanik im Wasserbau. Berlin/München 1966.
- [15] R. Schröder: Strömungsberechnungen im Bauwesen, Teil I. Stationäre Strömungen. Bauingenieur-Praxis, Heft 121, Berlin/München 1968.

- [16] F. Helmert: Die Rauigkeit poröser Betonrohre. Mitteilungen des Instituts für Wasserbau und Wasserwirtschaft, TU Berlin 1961, Nr. 55, S. 37-46.
- [17] R. Eggelsmann: Dränanleitung. Verlag Wasser und Boden, Hamburg 1973.
- [18] J. Honingh: Erfahrungen mit PVC-Rohren in Holland. «Beton» 23 (1973), Heft 6, S. 267-271.
- [19] A. Neuburger: Die Technik des Altertums, 2. Aufl., S. 463 ff. Römische Strassen bei Hedderheim. Voigtländer, Leipzig 1920.

Adresse der Verfasser: Prof. Dr.-Ing. Hannes Lacher, D-6101 Rossdorf bei Darmstadt, Hundsrückstr. 7, und Prof. Dr.-Ing. Ralph C. M. Schröder, D-6101 Seeheim 1, Im Weingarten 27b.

Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke

DK 629.13:621.438.2

Von Georges Bridel

Fortsetzung von H. 12, 1976, S. 142

Der lange Weg zum P-16

Die Flugzeuge P-12 und P-13

Ein Vorschlag aus Emmen sah vor, dass vom F+W die zukunftssträchtige Lösung N-20 und von der Privatindustrie die einfacheren Typen der Art N-10 bzw. N-11 entwickelt werden sollten. Der Zeitbedarf war richtig vorausgesehen: Man war sich bewusst, dass die Entwicklung des N-20 einiges an Aufwand bringen würde; um so mehr wurde die rasch zu verwirklichende Lösung N-10 sowie die weiterentwickelte Ausführung N-11 auf der Grundlage von unmittelbar verfügbaren (Nene) bzw. von selbst herstellbaren (EW) Triebwerken vorangetrieben.

Am 17. August 1946 wurden gemäss der Übereinkunft vom 8. August die konstruktionsreifen Unterlagen der N-10 und N-11 an die Dornier-Werke zur weiteren Bearbeitung übergeben. Allerdings hatte Dornier einige Bedenken und behielt sich vor, allenfalls die zweimotorige Entwicklung P-25 vorzuschlagen. In der Folge wurden die Arbeiten an den Projekten N-10 und N-11 vorläufig nicht weitergeführt, obwohl in Emmen noch Windkanalversuche unternommen wurden. Der Typ N-10 mit dem unmittelbar verfügbaren Nene-Triebwerk wurde überhaupt nicht mehr weitergeführt.

Erst am 15. Februar 1947, aufgrund eines Auftrages der KMF vom November 1946, wurden die Arbeiten am ein-düsigen Flugzeug N-11 wieder in Angriff genommen. Für den Antrieb konnte nur das Triebwerkprojekt von Escher-Wyss vorgesehen werden, da Triebwerke dieser Grössenordnung im Ausland noch nicht verfügbar waren.

Der aus dem Flugzeugwerk Emmen stammende Urentwurf des N-11 wurde in Altenrhein unter der Leitung von Dr. Studer und Dr. Pfenninger in verschiedener Beziehung abgeändert und erhielt die Bezeichnung P-12. In erster Linie wurde das Seitenverhältnis des N-11 von 3 auf 4,75 beim P-12.05 (Bild 39) erhöht. Man versprach sich davon bessere Steig- und Kurvenleistungen. Der mittlere Pfeilwinkel des N-11 von 35° wurde beibehalten. Auf den negativ gepfeilten Flügel der Art P-25 wurde wegen der verhältnismässig hohen installierten Leistung verzichtet (Auskipp-Gefahr).

Die optimale Tragflügel-Konfiguration und die Anordnung der Klappen wurden im Kleinwindkanal von Altenrhein ermittelt. Die Landehilfen wurden wie beim P-25 über die gesamte Spannweite angeordnet. Es handelte sich um eine Art Spaltwölbungs-kappen, die im Aussenteil des Flügels als Querruder ausgebildet waren, und die im Langsamflug gesamthaft abgesenkt werden konnten. Im Schnellflug waren die inneren Hinterklappen auch als Querruder vorgesehen. Die für das grössere Seitenverhältnis als unumgänglich erachteten Nasenklappen konnten translatorisch in Flugrichtung nach vorne ausgefahren werden. Sehr interessant war die Möglichkeit,

diese Klappen in beliebiger Zwischenstellung als Manövrierhilfe im Luftkampf zu verwenden. Erst kürzlich wurde diese Idee an verschiedenen Jagdflugzeugen wieder aufgegriffen.

Um das Fahrwerkgewicht möglichst klein zu halten und um für den Lufteintritt günstige Bedingungen zu schaffen wurde das Tragwerk als Knickflügel in Tiefdeckeranordnung vorgesehen. Damit konnte aber der von der Grundlagenkommission geforderte Wechselsatz nicht mehr ausgeführt werden. Indessen wurden diese Abweichungen mit der entsprechenden Herabsetzung der zulässigen Geschwindigkeit (Aussenbewaffnung) von der Abteilung für Flugwesen und Fliegerabwehr gutgeheissen.

Der Aufbau des P-12.05 war in Halbschalenbauweise und selbstverständlich in Ganzmetall vorgesehen. Der Brennstoffvorrat umfasste insgesamt 2240 l, er war in 8 Tankräumen im Flügel und in einem Rumpftank untergebracht. Als Fördersystem war, wie beim N-20, eine kombinierte Quellenpumpe-Überdruckanlage vorgesehen. Die gesamte Steuerung wurde als Stangensteuerung ausgebildet, wobei die Betätigung gemischt hydraulisch und mechanisch erfolgte. Das freitragende V-Leitwerk konnte im Mittelteil hydraulisch getrimmt werden und die Kupplung von Seiten- und Höhensteuerung erfolgte über eine Hebelwaage, welche eine Überlagerung der beiden Steuerkreise ermöglichte.

Das eigentliche Ruder war mit einem aerodynamischen Kraftausgleich versehen. Der Rumpfvorderteil samt Fahrwerk wurde von der früheren N-20-Ausführung übernommen. Das Fahrwerk konnte nicht mit Zwillingrädern ausgerüstet werden, weil der entsprechende Raum im Flügel fehlte. Die Betätigung des Fahrwerks erfolgte hydraulisch.

Als Antrieb wurde ein Zweistromtriebwerkprojekt der Firma Escher-Wyss mit Nebenstromverbrennung vorgesehen. Weil Zweistromtriebwerke dieser Bauart grosse Variationen in der Austrittstemperatur aufweisen, war es notwendig, den

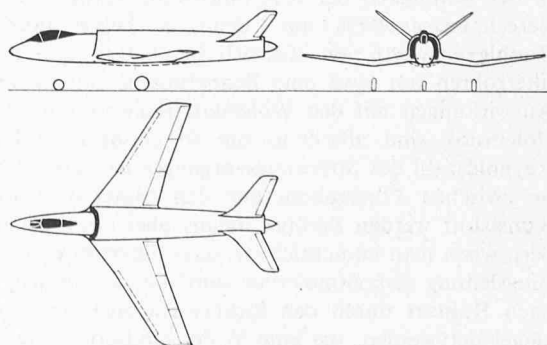


Bild 39. P-12.05, Vorprojekt Juli 1947. Massstab 1:400

Austrittsquerschnitt der Düse, wie beim N-20, zu regulieren. Dies wurde mit einer verschiebbaren Düsennadel am Rumpfheck bewerkstelligt.

Die Konstrukteure aus Altenrhein zweifelten allerdings an der zeitgerechten Verfügbarkeit des EW-Triebwerkes. Die Schätzungen von Dornier über das Gewicht eines solchen, 5000 kp Standschub liefernden Aggregates bewegten sich in der Grössenordnung von 1800 kg, im Gegensatz zur Annahme von Escher-Wyss, die es auf etwa 1000 kg schätzte. Die berechneten Flugleistungen waren dank der verhältnismässig grossen Triebwerkleistung beachtlich, mit Ausnahme der etwas geringen kritischen Machzahl von 0,88 (siehe Tabelle 11).

Als sich im Laufe des Monats April 1947 immer klarer abzeichnete, dass das EW-Triebwerk in der für die Entwicklung vorgesehenen Zeitspanne von 1947 bis 1952 nicht zu verwirklichen war, beauftragte die KTA die Dornier-Werke mit der Untersuchung der Einbaumöglichkeit eines einfachen Triebwerkes Sulzer D-90 von 3000 kp Standschub, bzw. von zwei Triebwerken Sulzer D-78 von je 2200 kp Standschub. Im Mai 1947 wurde die Ausführung P-12.08 und die, von Dornier allerdings nicht empfohlene, zweimotorige Variante P-12.07 den Vertretern von Truppe und KTA vorgelegt.

Gleichzeitig hatten die Dornier-Werke noch einen weiteren Vorschlag eines leichten Flugzeuges in Bearbeitung, nämlich den P-13 (s. Tabelle 12 u. Bild 40). Im Gegensatz zum gepfeilten P-12.08 bedienten sich hier die Konstrukteure des negativ gepfeilten Flügels, der sich beim leichten Flugzeug wieder anwenden liess, und von dem sie schon ausreichende Kenntnisse aus der Entwicklung des P-25 besaßen. Als Hauptvorteil versprachen sie sich verbesserte Start- und Landeleistungen gegenüber der positiv gepfeilten Ausführung.

Der Projektvorschlag P-13 war das Ende der von N-10 und N-11 ausgehenden, eindüsigen Entwicklungsreihe. An der KMF-Sitzung vom 21. bis 24. Juli 1947 wurde beschlossen, künftig nur noch Flugzeuge mit mehreren Triebwerken entwickeln zu lassen. Grund hierfür war das Fehlen eines geeigneten Axialtriebwerkes; im Ausland war noch keines verfügbar und die Entwicklung von Sulzer schien auch nicht gesichert. Die folgenden zwei Jahre waren damit durch die Entwicklungsarbeiten an den Projekten N-20 und P-25 gekennzeichnet.

Die Entwicklung einstrahliger Flugzeuge wird wieder aufgegriffen

Am 15. Juli 1949, also rund zwei Jahre nach dem Entschluss, nur noch mehrmotorige Kampfflugzeuge entwickeln zu lassen, beauftragte die KMF die Flug- und Fahrzeugwerke Altenrhein AG mit einer neuen Studie über eindüsige Kampfflugzeuge. Grundlage für diesen Auftrag waren die im Ausland nunmehr in Erprobung stehende, leistungsfähige Axialtriebwerke des Typs Rolls-Royce «Avon» sowie Armstrong Siddeley «Sapphire». Ausserdem sollte damit eine gegenüber

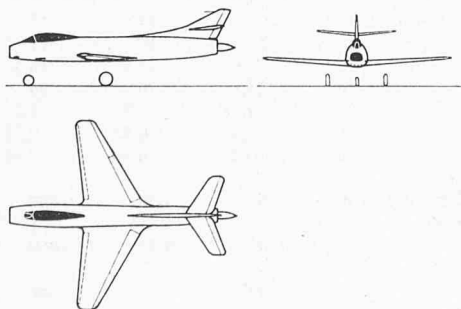


Bild 40. P-13.02, Vorprojekt Juli 1947. Massstab 1:400

Tabelle 11. Technische Daten des P-12.05

Abmessungen:

Spannweite 12,8 m; Länge 14,2 m; Höhe 4,2 m; Flügelfläche 33,6 m²; max. Abfluggewicht 7700 kg; Flächenbelastung 220 kp/m²

Triebwerk:

Escher-Wyss koaxial von 3650 kp Standschub (mit Nebenverbrennung 5000 kp); Treibstoffinhalt 2240 l; Verhältnis Schub/Gewichts als Jäger 0,67

Bewaffnung:

Grundbewaffnung: Zwei Kanonen von 20 mm mit je 200 Schuss fest eingebaut; weitere vier 20-mm-Kanonen in der flachen Rumpfwanne; 18 ungelenkte Raketen von 120 mm an Flügel und Rumpf; 800 kg Bomben

Berechnete Leistungen, ohne Aussenlasten:

Startrollstrecke 300 m; Steiggeschwindigkeit (0 m ü. M.) 90 m/s; Dienstgipfelhöhe 16000 m; höchstzulässige Machzahl 0,88; minimaler Kurvenradius (0 m ü. M.) 220 m; Landerollstrecke 250 m

dem N-20 weniger aufwendige Lösung geprüft werden. Die Aufgabenstellung für den Einsatz eines solchen Flugzeuges stimmte mit derjenigen in den Grundlagenforderungen angegebenen überein und wurde auch in Einklang mit der Truppenordnung gebracht.

Bezüglich Flugleistungen und Bewaffnung wurden die im Jahre 1946 aufgestellten Grundlagenwerte nur als richtungsweisend, jedoch nicht mehr als verbindlich erklärt.

Die Projektuntersuchung P-14/15/16

Die unmittelbar nach dem Auftrag begonnene und von Dr. Studer [3] geleitete Projektuntersuchung¹⁾ konzentrierte sich auf drei Entwürfe, wobei eine erste Ausführung (P-14) mit geradem, die zweite mit gepfeiltem (P-15) und die dritte mit schwach gepfeiltem Tragwerk versehen war. Dank der verhältnismässig grossen Erfahrung im Bearbeiten von Projektvorschlägen, die das Werk in Altenrhein bereits besass, konnten die Untersuchungen rasch vorangetrieben werden. Wesentliche Ergebnisse sowie Ausrüstungselemente wurden von früheren ein- und zweidüsigen Projekten übernommen.

Das Pflichtenheft für die drei Ausführungen wurde in enger Anlehnung an die Grundlagenforderungen aufgestellt, wobei in bezug auf die Steigleistung und Bewaffnung die Ausnahmewerte beansprucht werden mussten. Der Projektberechnung wurde wiederum das Sulzertriebwerk D-90 zugrunde gelegt, für das die Firma Sulzer im Herbst 1949 die Vorarbeiten wieder aufgenommen hatte. Der vorausberechnete Schub betrug rund 2600 kp, wobei im Laufe der Entwicklung eine Erweiterung auf 3000 kp als möglich erachtet wurde. Falls die Triebwerke von Sulzer nicht zu verwirklichen wären,

¹⁾ Die Statik-Arbeiten wurden von Ing. W. Nicole geleitet.

Tabelle 12. Technische Daten des P-13.02 (Bild 40)

Abmessungen:

Spannweite 10 m; Länge mit Düsennadel 11,9 m

Triebwerk:

1 Sulzer D-90 von 3000 kp Standschub

Gewichte:

Max. Abfluggewicht 6100 kg; Treibstoffinhalt 1000 l; Verhältnis Schub/Gewicht 0,55–0,49

Bewaffnung:

Übliche Grundbewaffnung; Wechselbewaffnung; 400 kg Bomben

Berechnete Leistungen (ohne Aussenlasten):

Startrollstrecke 300 m; Steiggeschwindigkeit auf Meereshöhe 90 m/s; Landerollstrecke 300 m

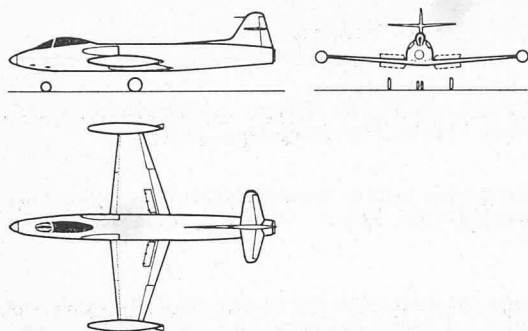


Bild 41. P-14.01, Vorprojekt 1949. Massstab 1:400

wurde der Einbau der bereits erwähnten ausländischen Axialtriebwerke geplant.

Als Mittel zur zusätzlichen Schuberrhöhung studierten die Konstrukteure die Wasser-Methanol-Einspritzung, die heute übliche Nachverbrennung, sowie Raketen-Zusatztriebwerke, wobei letztere Lösung vorgezogen wurde. Die leicht einzubauenden Raketentriebwerke des Typs Oerlikon ermöglichten beträchtliche Leistungssteigerungen, womit beispielsweise die geforderte Steigleistung rechnerisch sogar übertroffen werden konnte. Alle drei Projekte waren in ihrem Aufbau sehr ähnlich. Neu gegenüber früheren Projekten waren die an den Flügelenden angebrachten Brennstoffbehälter mit je 700 l Fassungsvermögen, in denen das gesamte Flugpetrol untergebracht wurde. Massgebend für diese Anordnung war eine dadurch verbesserte Massenverteilung mit günstigem statischen Einfluss.

Die Landehilfen bestanden, wie bei früheren Entwürfen, aus Spaltlandeklappen, Querrudermitlauf und Nasenklappen. Die gesamte Zelle war in Ganzmetall-Schalenbauweise vorgesehen. Für Tragwerk und Leitwerk wurde eine neuartige Sandwich-Konstruktion entwickelt. Sämtliche Steuerruder waren mit Servohilfen und innerem Massenausgleich versehen. Die Höhenflosse konnte zur Längstrimmung zusätzlich verstellt werden. Aufgrund der nun ebenfalls verfügbaren Schleudersitze wurde auf eine absprengbare Kabine verzichtet.

Für die beiden Raketentriebwerke war genügend Raum im Rumpfheck eingeplant. Der zum Betrieb notwendige Zusatzbrennstoff war an der Flügelunterseite in zwei abwerfbaren Behältern zu je 600 l gelagert. Die restlichen Systeme entsprachen ungefähr denjenigen des Projektes P-25.20. Als Grundbewaffnung sollten vier Kanonen Oerlikon 5TG von 20 mm mit hoher Schussfolge eingebaut werden. Wahlweise wurde der Einbau zweier 30-mm-Kanonen und auch eines Raketenautomaten vorgesehen. Die Normallast an Bomben betrug 400 kg (1 × 400 kg, 2 × 200 kg oder 8 × 50 kg, wobei in Überlastkonfiguration die doppelte Anzahl vorgesehen war).

Wesentlichste Parameter des Projektvergleiches waren die Pfeilung sowie das Dickenverhältnis der Tragflügel. Grundsätzlich gibt es zwei Möglichkeiten, die kritische Machzahl zu erhöhen, nämlich durch Pfeilung der Tragfläche oder bzw. und durch Verwendung eines Flügels mit geringem Dickenverhältnis (siehe Tabelle 13).

Der Entwurf P-14 war durch die Verwendung eines ungepfeilten, dünnen Flügels gekennzeichnet (Bild 41); dies ergab verhältnismässig günstige Start- und Kurvenflugeigenschaften, jedoch wies diese Variante die geringste kritische Machzahl auf.

Der stark gepfeilte P-15 (Bild 42) besass die höchste kritische Machzahl aller drei Projekte; gemäss den damals durchgeführten Untersuchungen war der P-15 aber mit folgenden, schwerwiegenden Nachteilen behaftet: Geringere maximale Auftriebsbeiwerte verschlechterten fühlbar die Start- und Landeeigenschaften. Um noch annehmbare Start- und Lande-

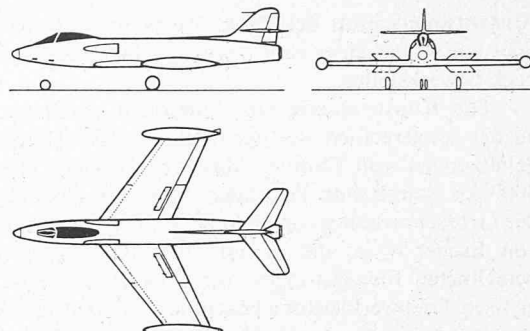


Bild 42. P-15.01, Vorprojekt 1949. Massstab 1:400

leistungen zu ermöglichen wurde die Flügelfläche erhöht. Die für die Durchbiegung wesentliche, in Pfeilrichtung gemessene Flügelspannweite war gegenüber dem Flügel des P-14 grösser, womit der Flügel des P-15 statisch verstärkt werden musste. Beide Massnahmen bewirkten ein merkbar höheres Gewicht, das die aerodynamisch bedingten Leistungsvorteile weitgehend zunichte machten, da auch die vorgesehenen Schubleistungen im Vergleich zu früheren Projekten (N-11) beschränkt waren.

Der P-16 (Bild 43) war mit einem leicht gepfeilten, dünnen Flügel versehen. Diese Ausführung vereinigte die im Vergleich zum P-14 etwas höhere kritische Machzahl mit den guten Langsamflugeigenschaften des letzteren. Der P-16 wies auch eine geringere Böenbeanspruchung und grössere Auskippsicherheit auf und bot bezüglich Weiterentwicklungsfähigkeit mehr Möglichkeiten. Der Entwurf P-16 wurde deshalb zur weiteren Bearbeitung empfohlen, da er unseren Anforderungen weitaus am besten entsprach.

Die Entwurfsunterlagen wurden Ende 1949 der Abteilung für Flugwesen und Fliegerabwehr vorgelegt, deren Chef, Oberstdivisionär Rihner, eine Parallelentwicklung zum N-20 begrüsst und die Entwicklung des P-16 unterstützte. Gleichzeitig wurde der Einbau eines bereits vorhandenen ausländischen Triebwerkes empfohlen sowie ein weiterer Treibstoffbehälter im Rumpf verlangt. Damit konnte die Entwicklung des P-16 beginnen, die schliesslich zu einem serienreifen Kampfflugzeug geführt hat (Bilder 43 und 44).

Der Schritt zum Prototyp P-16.04

Alle Gremien, die sich mit der Beschaffung eines schweizerischen Kampfflugzeuges befasst hatten, befürworteten die Weiterentwicklung des Projektes P-16 auf der Grundlage von ausländischen Triebwerken. Am 23. Juli 1950 wurde mit der

Tabelle 13. Technische Daten der Projektvorschläge aus dem Jahre 1949

	P-14.02	P-15	P-16.01
Mittlerer Pfeilwinkel ($t/4$ -Linie) °	0	35	15
Spannweite m	11,1	11	11
Länge m	13,9	13,6	14,5
Flügelfläche m ²	26,6	26	34
Seitenverhältnis	4,18	4,2	3,5
Dickenverhältnis	0,8	0,85	0,75
Kritische Machzahl	0,9	0,94	0,91
Berechnete Leistungen ¹⁾ :			
Startrollstrecke (1000 m ü. M.) m	390	470	400
Höchstgeschwindigkeit (2000 m ü. M.) km/h	1040	1050	1050
Steiggeschwindigkeit (Meereshöhe) m/s	49	33	48

¹⁾ Für 2600 kp Standschub. Als Triebwerke waren vorgesehen: Sulzer D-90 von 2600 kp Standschub oder A-S Sapphire oder R-R Avon.

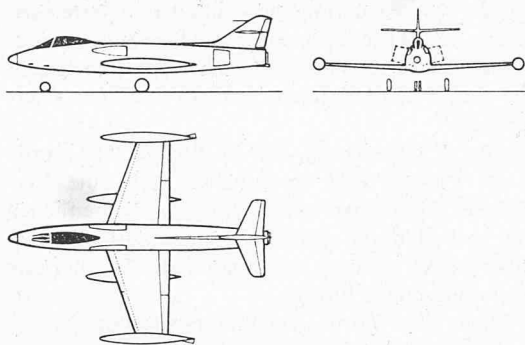


Bild 43. P-16.01, Vorprojekt 1949. Massstab 1:400

KTA der Entwicklungsvertrag für das Vorprojekt abgeschlossen. Für den Antrieb wurde das englische Axialtriebwerk Armstrong-Siddeley «Sapphire» vorgesehen. Der eigentliche Entwicklungsbeginn musste allerdings auf Anfang des Jahres 1951 gesetzt werden, denn erst zu diesem Zeitpunkt wurden die Bundeskredite bewilligt und ausgegeben. Mitte des Jahres 1952, nämlich am 24. Juli 1952 wurde der Vertrag über die Lieferung von zwei Prototypen P-16.04 unterzeichnet, worauf anfangs 1953 mit der Lehren- und Detailfabrikation begonnen werden konnte.

Mit umfangreichen Versuchen in den Windkanälen von Emmen sowie im Windkanal vom Institut für Aerodynamik an der ETH Zürich wurden das Langsamflugverhalten und die Eigenschaften im Gebiet nahe der Schallgrenze abgeklärt. Statische Untersuchungen wurden in enger Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugzeugstatik der ETH durchgeführt. Allein für die Windkanalversuche wurden über 42000 Arbeitsstunden aufgewendet, für die aerodynamischen Studien über 72000 Stunden und für die Statik deren 116000. Auf den Einbau der Oerlikon-Raketentriebwerke wurde verzichtet, hingegen der Einbau einer leistungsstärkeren Ausführung des Sapphire vorgesehen. Etwas verspätet, nämlich Ende 1954 begann die Bodenerprobung des P-16.04 (Flugzeugnummer J-3001) mit Rollversuchen auf der neuen Hartbelagpiste von Altenrhein (Bild 45).

Am 28. April 1955 erfolgte dann der Erstflug des Prototyps P-16.04, gesteuert vom Einfieger der KTA, Häfliger [4]. Am darauffolgenden 31. August, anlässlich des 22. Versuchsfluges, musste der Pilot über dem Bodensee die Maschine mit dem Schleudersitz verlassen, da ein Ermüdungsbruch in der Tankdruckleitung die Brennstoffversorgung unterbrach und das Flugzeug für eine Notlandung zu weit vom Heimatflughafen entfernt war. Die Folge war ein unangenehmer Zeit-

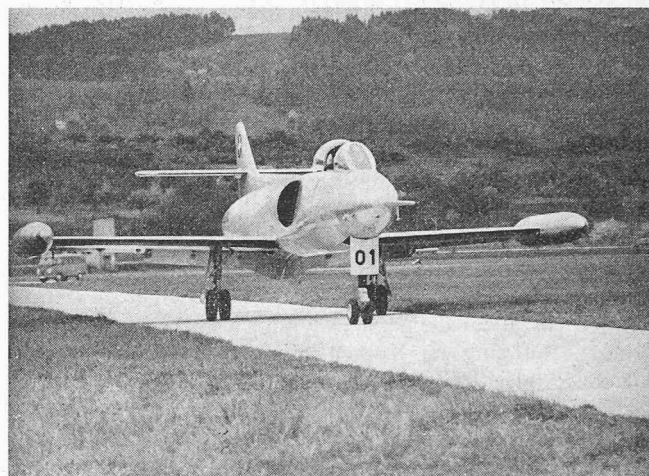


Bild 45. * Erster Prototyp des P-16, Maschine J-3001

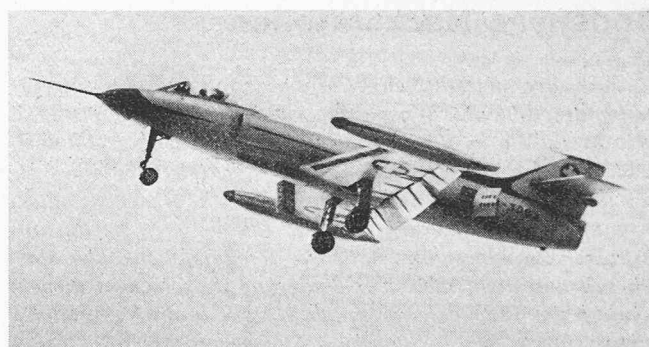


Bild 46. Zweiter Prototyp des P-16, J-3002, im Langsamflug. Sämtliche Landehilfen sind ausgefahren, einschliesslich Sturzflugbremsen

verlust in der Flugerprobung, denn erst am 16. Juni 1956 erfolgte der Erstflug des zweiten Prototyps J-3002 (Bild 46). Die Schwierigkeiten mit dem Brennstoffsystem wurden behoben, so dass bei den späteren Maschinen keine Beanstandung mehr erfolgte.

Das Flugzeug wurde sogleich einer eingehenden Flugerprobung unterzogen, wobei auch einige aerodynamische Verbesserungen angebracht und schliesslich einige Waffenversuche durchgeführt wurden. Am 15. August 1956 durchbrach die Maschine J-3002 im leichten Stechflug erstmals die Schallgrenze. Anfangs 1957 wurde dieselbe Maschine einer kurzen Truppenerprobung in Dübendorf und Emmen unterzogen.

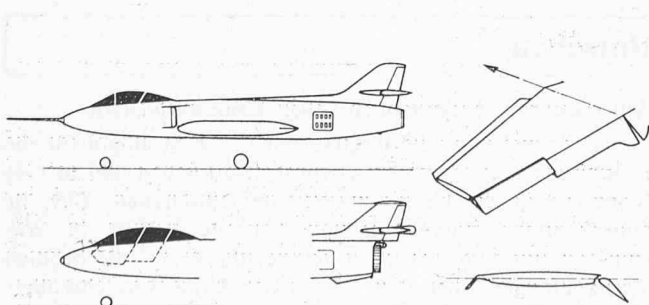


Bild 44 a. Oben links Seitenansicht des Prototyps P-16.04 (Maschine J-3001). Unten links Einzelheit der Trainerausführung, Projekt Januar 1961. Unten Mitte Heck des Projektes AJ-7 mit Triebwerk GE-J-79-11 A. Rechts oben grundsätzliche Anordnung der Hochauftriebshilfen; darunter Profilschnitt mit ausgefahrenen Hochauftriebshilfen. Massstab 1:300

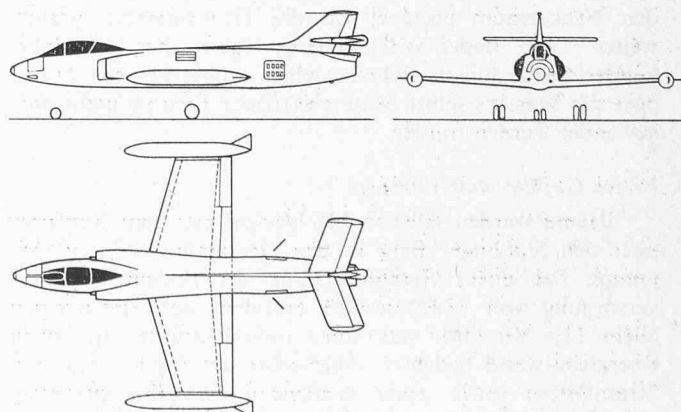


Bild 44 b. Dreiseitenansicht des Vorserienflugzeuges P-16 Mk III. Massstab 1:300

Die Urteile der Truppenpiloten waren vorerst nicht durchwegs positiv; das Flugzeug stand schliesslich auch mitten in der entscheidendsten Entwicklungsphase. Es zeigte sich aber einmal mehr, wie wenig die Eigenheiten einer technisch anspruchsvollen Entwicklung bei uns verstanden worden sind. Niemand in der Luftfahrtindustrie darf von ersten Prototypen, die im Falle des P-16 noch mit einem schwächeren Triebwerk ausgerüstet waren, perfekte Eigenschaften erwarten. Ein serienreifes Flugzeug ist das Ergebnis von beharrlicher, ausdauernder Entwicklungsarbeit. Dies galt auch für die Entwicklung des P-16. Die anfänglich beanstandeten Mängel betrafen vor allem die Servosteuerung (eine der ersten dieser Bauart), Buffeting im Kurven- und Hochgeschwindigkeitsflug sowie ungenügende Richtungsstabilität (das Seitensteuer war wegen der Kavernen-Anforderungen verhältnismässig klein bemessen worden). Noch im selben Jahr, 1957, wurden aber entscheidende Verbesserungen angebracht, so wurde

unter anderem die Servosteuerung einreguliert und verfeinert, zur Verhinderung des Buffeting beim Anschluss Seitensteuer-Höhensteuer ein grösserer Verdrängungskörper angebracht und sämtliche Ruder-Hinterkanten verdickt und ein Gierdämpfer eingebaut.

Anlässlich der KMF-Sitzung vom 31. August 1955 wurde beschlossen, am Projekt P-16 festzuhalten und eine Versuchsserie von vier Maschinen vorzuschlagen. Die zeitlichen Verzögerungen sollten durch den Kauf eines ausländischen Flugzeuges überbrückt werden, was später zur Beschaffung von 100 Hunter-Flugzeugen führte.

Am 15. März 1956 wurde der Bundesbeschluss betreffend den Kredit von 17,6 Mio Fr. für die Versuchsserie mit der Annahme im Parlament rechtskräftig. Die entsprechenden Verträge mit der Lieferfirma wurden jedoch erst am 10. Februar 1957 unterzeichnet.

Bodensee-Neckarstollen

DK 628.15

An der diesjährigen Hauptversammlung des Zweckverbandes Bodensee-Wasserversorgung, durch den rund 2,5 Mio Menschen in 500 Städten und Gemeinden der Mangelgebiete Baden-Württembergs mit aufbereitetem Trinkwasser aus dem Bodensee beliefert werden, erfuhr man eine interessante Konzeptänderung des vor Jahren noch heftig umstrittenen Projektes eines Bodensee-Neckarstollens. Der Stollen soll nun nicht mehr der Sanierung des Neckars dienen, sondern das Rohwasser im freien Gefälle in die Verbrauchsschwerpunkte des Grossraumes Stuttgart führen, wo es an Ort und Stelle zu Trinkwasser aufbereitet würde. Mit diesem System könnte ein grosser Aufwand an elektrischer Energie eingespart werden.

Die Planungsarbeiten am Bodensee-Neckarstollen sind nunmehr abgeschlossen. Mit dem Projekt wird nunmehr ein neues Konzept verfolgt, das der in den Bodensee-Anliegerstaaten laut gewordenen Kritik weitgehend Rechnung trägt. Bekanntlich hat sich die baden-württembergische Landesregierung im Frühjahr 1974 verbindlich gegen eine Verbesserung des Neckarwassers mit Wasser aus dem Bodensee ausgesprochen. Sie übernahm dabei den auch in der Schweiz vertretenen Standpunkt, die in der Tat dringend notwendige Sanierung des Neckars habe über den Ausbau und Neubau von Kläranlagen zu erfolgen. Nach diesem Grundsatzentscheid, der wesentlich zur Versachlichung der Diskussion beitrug, konnte sich die Bodensee-Wasserversorgung in der weiteren Projektierung auf ihre eigentliche Aufgabe beschränken. Wie Direktor Dr. Gerhard Naber dazu erklärte, stellte sich dabei heraus, dass ein Stollen vom Bodensee in den Neckarraum geeignet ist, die Trinkwasserversorgung weiter Teile Baden-Württembergs auch über die Jahrhundertwende hinaus sicherzustellen, wobei für den Transport des Wassers selbst keine elektrische Energie mehr aufgewendet werden müsste.

Freies Gefälle statt Pumpen

Heute werden jährlich 110 Mio m³ aus dem Bodensee über den Sipplinger Berg in den Grossraum Stuttgart gepumpt. Bei einem Gesamtaufwand der Bodensee-Wasserversorgung von 53,6 Mio DM entfallen auf Stromkosten allein 11,6 Mio DM, was einen unverhältnismässig hohen Energieaufwand bedeutet. Angesichts der rasch steigenden Stromkosten sowie einer drohenden Energieverknappung musste sich die Bodensee-Wasserversorgung (BWV) nach neuen Möglichkeiten des Wassertransports umsehen. Dabei

zeigte es sich, dass die uralte Idee des Aquädukts in abgewandelter Form Druckleitungen und Pumpen weitgehend überflüssig machen würde.

Ein vom Bodensee unter der Schwäbischen Alb in den Raum Tübingen führender Stollen könnte auf einer Länge von insgesamt 74 km ein Gefälle von etwa 29 m nutzen, so dass das Wasser etwa mit 5,5 km/h hindurchfliessen würde. Die Aufbereitung zu Trinkwasser erfolgte in der Nähe der Verbrauchsschwerpunkte. Da nur noch die Speisung der Verteilnetze mittels Pumpen erfolgen müsste, könnten jährlich Stromkosten in der Höhe von mehreren Mio DM eingespart werden.

Trinkwasserstollen kaum mehr ein Streitpunkt

Von der Schweiz aus gesehen dürfte das geänderte Projekt eines Trinkwasserstollens vom Bodensee in den Neckarraum kaum mehr einen Streitpunkt abgeben. Gemäss internationalem Vertrag darf die BWV dem Bodensee derzeit 7,5 m³/s Wasser entnehmen. Auch bei einer Revision des Abkommens zwischen den Uferstaaten würden die neuen Entnahmemengen beschränkt. Der Schweiz kann es an sich gleichgültig sein, ob die Deutschen ihr Wasserkontingent über Druckleitungen oder mittels eines Stollens an den Bestimmungsort transportieren. Hauptsache ist, dass es zu Trinkzwecken und nicht zur Sanierung des Neckars verwendet wird. Diese Befürchtung aber ist durch die Stellungnahme der Landesregierung von Baden-Württemberg gegenstandslos geworden. Der Stollen dürfte keinen neuen «Schwabenkrieg» mehr auslösen.

Umschau

Amerikanische Privatfirmen sollen Uran anreichern

Die amerikanische Regierung will ihr Monopol für die Produktion von atomarem Brennstoff aufgeben und private Konzerne in die Uran-Anreicherung einschalten. Wie die amerikanische Energieforschungsbehörde ERDA in Washington mitteilte, sollen in Kürze mit drei Unternehmen Verhandlungen über den Bau neuer Uran-Anreicherungsanlagen nach der Gaszentrifugenmethode beginnen. Die US-Regierung verfügt zurzeit über drei Anlagen zur Uran-Anreicherung. Die drei interessierten Firmen sind «Centaur Associates», «Trencor» und «Exon Nuclear Co.».

DK 621.039.543.4