

Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke

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

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

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

Heft 40

PDF erstellt am: **28.04.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-73175>

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.

ist ein vom Strassenbau her wohlbekannter Arbeitsvorgang, für den die erforderlichen Geräte in jeder einschlägigen Erdbauunternehmung verfügbar und Kader und Personal mit deren Umgang vertraut sind. Nach den Zulassungsbestimmungen muss die stabilisierte Dichtungsschicht unter sämtlichen Anlagenteilen hindurchlaufen, ferner muss sie eine Minimaldicke von 50 cm aufweisen und muss in mindestens zwei Schichten eingebaut werden. Auf diese Weise ist das Dichtungssystem mit normalen Erdbbaumethoden und -geräten ausführbar. Die Ausführung in *mehreren Schichten* ist notwendig, um eine einwandfreie Verdichtung zu gewährleisten. Allfällige Inhomogenität an den Nahtstellen wird daher nicht die ganze Schichtdicke umfassen, wenn die Nähte immer *versetzt* angeordnet werden.

Das beschriebene Bassinabdichtungssystem ergibt wegen der weitgehenden Wiederverwendung von im Baugelände anfallendem Erdmaterial *geringere Baukosten* als jede andere Abdichtung mit Fremdmaterial. Die Abdichtungsarbeiten sind vom Erdbauunternehmer mit seinen Ausrüstungen und seinem Baustellenpersonal auszuführen. Koordinationsprobleme mit Spezialfirmen fallen dahin. Die erforderlichen Stabilisatoren Stabilitätskalk bzw. Zement sind schweizerischer Herkunft. Ihre Produktion ist energiesparender als die anderer Dichtungsmittel.

Überwachung

Das Bassinabdichtungssystem für Tankanlagen ist *nicht durch Patente geschützt*; es kann daher von jedem Ingenieurbüro frei angewendet werden. Vom Eidg. Amt für Umweltschutz wurde bestimmt, dass Projekt und Ausführung der stabilisierten Dichtungsschichten auf ihre Qualität durch die Betonstrassen AG, Wildeg, Abteilung für Bodenstabilisierung, zu überprüfen sind. Diese Stelle steht auch jedem Interessenten, ob Bauherr, Projektverfasser, Bauleiter oder Bauunternehmer, gerne für ausführliche technische Auskünfte zur Verfügung.

Das Bau-Ausführungs-Gerechte Bassinabdichtungssystem für Tankanlagen ist zweifellos eine Neuentwicklung, die in enger Zusammenarbeit zwischen Bauherren, Projektverfassern, Wissenschaftlern, Erdbauspezialisten, Baupraktikern und den zuständigen Amtsstellen des Umweltschutzes entstanden, den verschiedenen, zum Teil stark divergierenden Anforderungen Rechnung trägt.

Adresse des Verfassers: K. Vogt, Ing., Betonstrassen AG, 5103 Wildeg.

Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke

DK 629.13:621.438.2

Von Georges Bridel, Luzern und Zürich

Fortsetzung von H. 26, 1976, S. 371

Überschallprojekte P-16 C/P-17

Es ist wohl kaum die Entwicklung eines Flugzeuges denkbar, für das nicht auch Studien für Nachfolgemuster unternommen würden. So wurden auch in Altenrhein Untersuchungen über die Möglichkeit zur Weiterentwicklung des P-16 vorgenommen. In erster Linie wurde versucht, den P-16 auch im Horizontalflug überschallfähig zu machen, damit er die ihm ursprünglich zugeordnete Doppelrolle des Jagdbombers (dies bedeutet Eignung zum Erd- und zum Luftkampfeinsatz) besser erfüllen könnte.

Grundsätzlich bestehen zwei Möglichkeiten zur Leistungserhöhung, nämlich durch den Einbau eines stärkeren Triebwerkes und/oder durch Anpassen der Zelle an die Erfordernisse des Überschallfluges. Tabelle 18 zeigt einige direkt aus dem P-16 hervorgegangenen und bereits 1955 vorgeschlagenen Muster.

Daraus geht hervor, dass die Konstrukteure in erster Linie die Antriebsleistung erhöhen wollten, was zu eindrucksvollen Unterschall-Flugleistungen führte. Da der P-16 aber prinzipiell für den Unterschallflug konstruiert war, blieb dessen Überschallfähigkeit bescheiden. Eine erste Änderung, nämlich die Einführung einer geringeren Flügeldicke von 6% beim P-16.06-1 (kleinere Widerstände im Überschallflug)

konnte diese grundlegenden Nachteile nicht wesentlich beheben.

Anfangs 1957 wurden die Studien über Nachfolgemuster ernsthaft begonnen, vorerst wiederum beruhend auf dem Konzept des geradflügligen P-16, wobei aber jetzt doch wesentliche Unterschiede feststellbar sind. Das Projekt erhielt die Bezeichnung P-16C und war in der Form P-16C/b vom Februar 1957 durch folgende Merkmale charakterisiert (Bild 55):

- Tiefdecker mit Trapezflügel, 5% Profildicke
- Weitgehende Anwendung der Flächenregel, d.h. Einschnürung des Rumpfes und der Flügelendtank im Bereich des Tragflügels zur Verminderung des Widerstandes beim Überschallflug
- Schlanker Rumpf mit Lufteinlass als (allenfalls verstellbarer) Mehrfachstoss-Diffusor ausgebildet.

Die Konfiguration P-16C/b samt Anordnung der Klappen für den Langsamflug wurde im ETH-Windkanal eingehend untersucht, was zur Kombination von absenkenden Nasenklappen mit einfachen Spreizklappen führte. Ebenfalls wurde die günstigste vertikale Lage des ruderlosen, drehbar gelagerten Höhenleitwerks ermittelt. In einer weiteren Ausführung wurde der P-16C/b ohne Flügelendtank vorgeschla-

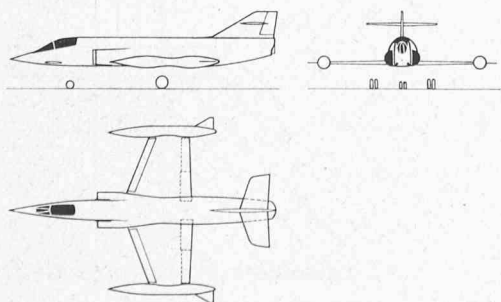


Bild 55. P-16 C/b, Vorprojekt Februar 1957. Massstab 1:400

Tabelle 18. Einige aus dem P-16 hervorgegangene, 1955 vorgeschlagene Muster

8% Flügeldicke:

P-16.05-IA	Triebwerk SA-10, 6550 kp Standschub
P-16.05-II/III	Triebwerk SA-7 mit Nachverbrennung, Standschub 6500 kp
P-16.05-IV	Triebwerk SA-7 und Raketentriebwerk, Standschub 8000 kp; Allwetter-Jäger, knapp überschallfähig

6% Flügeldicke:

P-16.06-I	Triebwerk SA-10 und Raketentriebwerk, Standschub 9600 kp; Höhenjäger, Mach 1,3 auf 12000 m ü. M.
-----------	--

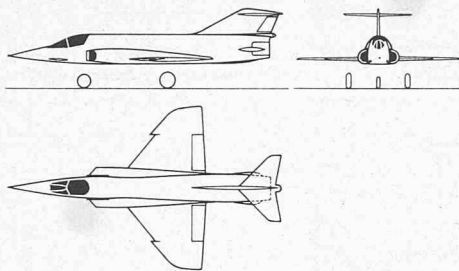


Bild 56. P-16 C/f bzw. P-17, Vorprojekt Dezember 1957. Massstab 1:400

gen, womit sich eine Erhöhung der Maximalgeschwindigkeit auf Mach 1,6 erzielen liess, allerdings mit gleichzeitig verminderter Treibstoffkapazität und entsprechend geringerer Reichweite.

Die Entwicklung des P-16C führte endlich über einige gepfeilte Ausführungen zum bemerkenswerten Projekt P-16C/f mit tiefliegendem Deltaflügel und T-förmigem Leitwerk, oftmals auch als P-17 bezeichnet (Bilder 56 und 57). Offensichtlich wollte man die verhältnismässig komplizierte Klappenanordnung des Geradflügels umgehen und den klappenlosen und damit konstruktiv einfacheren Deltaflügel vorziehen. Beim Deltaflügel erübrigen sich aufwendige Klappen, denn sie versprechen nur geringe Auftriebsgewinne; ausserdem hat der Deltaflügel im allgemeinen gutes Langsamflugverhalten.

Die Flächenregel wurde auch hier, wie die Grundriss-Skizze zeigt, angewendet, der verstellbare Lufteinlass abgeschragt und damit der maximalen Geschwindigkeit besser angepasst; das Höhenleitwerk wurde auf das Seitenleitwerk gesetzt, damit ersteres bei den hohen Anstellwinkeln des Deltaflugzeuges im Langsamflug nicht ins Totwasser des Tragflügels gekommen wäre, was zum Verlust der Steuerbarkeit geführt hätte.

Bild 57. Modell des Vorprojektes für das Überschallflugzeug P-16 C/f (1957). Wie bei früheren Projekten, wurde auch hier die Flächenregel angewendet

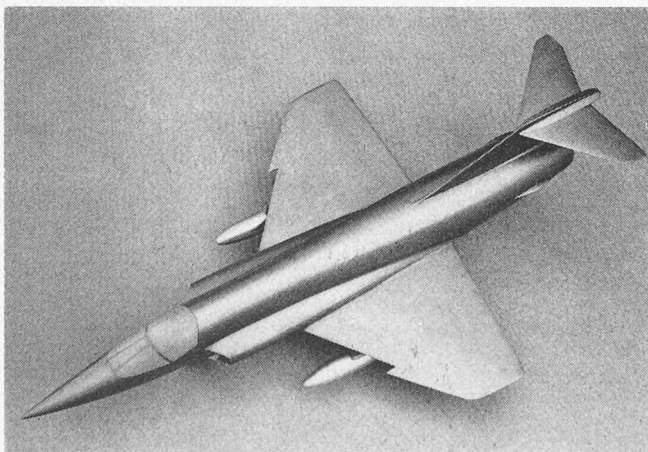
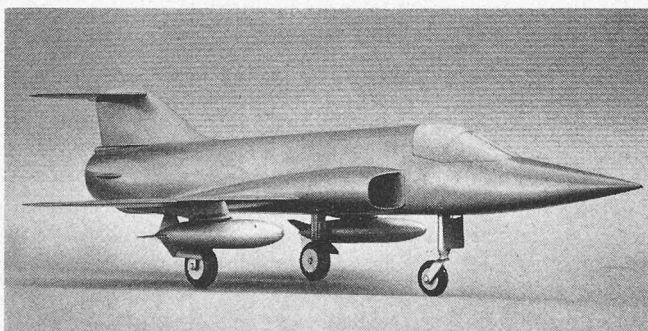


Tabelle 19. Technische Daten des Projektes P-16/Cf

Abmessungen:

Spannweite 8,66 m; Länge 14,8 m; Höhe 4,25 m; Flügelfläche 27,2 m²; Seitenverhältnis 2,76; maximale Flügeldicke 4,5 %

Gewichte:

Leergewicht 6000 kg; Startgewicht als Jäger 8120 kg bzw. 9320 kg als Erdkämpfer. Interner Brennstoff 1850 l (zusätzlich anstelle des Raketenautomaten 650 l)

Bewaffnung:

Im Rumpf: 2 Kanonen HS-825 von 30 mm; Raketenautomat Matra mit 40 8-cm-Raketen
Am Flügel: Zielsuchende Luft-Luft-Raketen; 30 Raketen von 8 cm; 2 400-kg-Bomben

Ausrüstung:

Schiessradar; Kreiselvisier, damals übliche Funk- und Navigationsausrüstung

Triebwerk:

Armstrong-Siddeley Sapphire SA-7; Standschub (Triebwerk nicht eingebaut) 5000 kp; Schub mit 40 % Nachverbrennung 7000 kp. Wahlweise Triebwerk SA-8 bzw. SA-10 oder ähnliches Axialtriebwerk

Leistungen (Triebwerk SA-7 mit 40 % Nachverbrennung):

Startrollstrecke auf 1000 m ü. M. als Jäger 470 m, als Erdkämpfer 640 m; Beschleunigung horizontal, auf 3000 m ü. M., Gewicht 8000 kg, von Mach 0,8 bis 1,2 in 47 s; Steiggeschwindigkeit auf Meereshöhe, Gewicht 8000 kg, mit Nachverbrennung > 200 m/s; Steigzeit bei Mach 0,9 von 1000 auf 10000 m ü. M. 70 s; Höchstgeschwindigkeit horizontal auf 9000 m ü. M. Mach 2; höchste Tieffluggeschwindigkeit Mach 1,2; Reichweite auf 2000 m ü. M. bei Mach 0,7 ohne Reserven 800 km; Landerollstrecke auf 1000 m ü. M. mit Bremsschirm 550 m

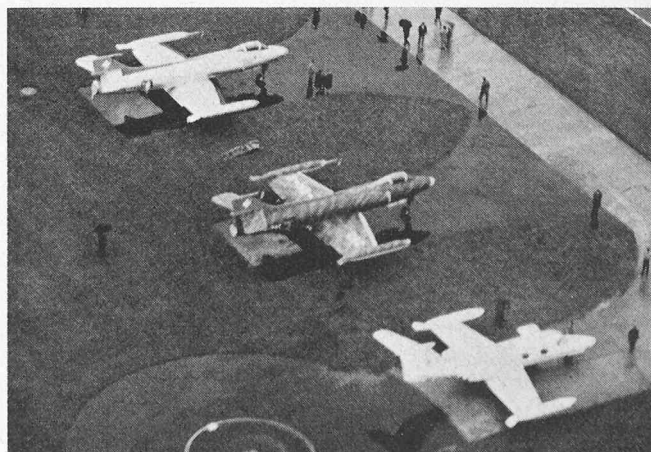
Das Konzept des P-16C/f muss als recht fortschrittlich beurteilt werden und erinnert in vieler Beziehung an heute im Einsatz stehende Flugzeuge. Die rechnerisch abgeschätzten Flugleistungen waren sehr beachtlich, mit Ausnahme der etwas bescheidenen Reichweite, bedingt durch die verhältnismässig geringe interne Treibstoffmenge (siehe Tabelle 19).

Mit dem Abbruch der Serienfabrikation des P-16 wurden auch die Entwicklungsarbeiten am P-16C eingestellt.

Auf die Frage, ob die Schweiz je ein Überschallflugzeug hätte zeitgerecht entwickeln können, kann keine schlüssige Antwort gegeben werden. Immerhin wäre der Aufwand gegenüber dem P-16 bestimmt noch gestiegen.

Mit den Studienarbeiten am P-16C haben übrigens die Konstrukteure viele wertvolle Erfahrungen gesammelt, die nutzbringend bei der Entwicklung eines der ersten Geschäftsreisejets, dem heute als Learjet bekannten, angewendet werden konnten.

Bild 58. P-16 Mk III und Learjet in Altenrhein



Geschäftsreiseflugzeug SAAC-23 (Learjet)

Obwohl die Entwicklung des weltbekannten Learjet nicht eigentlich zur Entwicklung schweizerischer Strahlkampfflugzeuge gehört, muss er an dieser Stelle trotzdem erwähnt werden, denn seine Herkunft lässt sich auf den P-16 zurückführen.

Anfang des Jahres 1960 gründete der amerikanische Industrielle W. Lear die in St. Gallen ansässige Swiss-American-Aviation Corporation mit dem Zweck, ein leichtes Strahl-Geschäftsreiseflugzeug zu entwickeln. Dabei wurde weitgehend das ehemalige Entwicklungsteam des P-16 beauftragt, welches unter der Leitung von Dr. Studer stand. Es ist deshalb nicht zufällig, dass die Konstruktion des SAAC-23 an diejenige des erfolglosen P-16 erinnert (siehe Bild 58).

Im Frühjahr und Sommer 1960 wurden eingehende Untersuchungen im Unterschallwindkanal des Institutes für Aerodynamik an der ETH durchgeführt (Bild 59). Anschliessend erfolgte die Lehrenfabrikation in den Werkstätten der FFA, wo auch die ersten 25 Flugzeuge hätten gebaut werden sollen.

Nachdem aber für das Projekt die wichtigsten Ingenieurarbeiten durchgeführt worden waren, beschloss Lear, die gesamte Produktion in die USA zu verlegen und die SAAC aufzulösen. Nach dem Misserfolg mit dem P-16 mussten nun dieselben Konstrukteure zusehen, wie das von ihnen entwickelte Flugzeug in Übersee zur Serienreife gebracht und endlich als eines der erfolgreichsten Geschäftsreiseflugzeuge in Grossserie gebaut wurde.

Das später zu Learjet 23 umbenannte Flugzeug (Bild 60 und 61) war als Tiefdecker mit auf dem Seitenleitwerk gelagertem Höhenleitwerk ausgelegt. Für die Wahl dieser Anordnung waren ähnliche Gründe massgebend, wie sie schon im Zusammenhang mit der Beschreibung des P-16 und P-16C genannt worden sind. Nach der Überführung des gesamten Projektes in die USA wurden einige Ergänzungen angebracht, ohne jedoch den in der Schweiz entwickelten Entwurf grundlegend zu ändern. Der Erstflug des Learjet 23 erfolgte am 7. Oktober 1963.

Die nachfolgende kurze Beschreibung bezieht sich auf das Modell 23, von welchem 104 Einheiten gebaut worden sind (siehe Tabelle 20). Der Rumpf des Learjet ist in drei Teile gegliedert. Vor der Kabine befindet sich Raum für die elektrische und mechanische Ausrüstung. Der Pilotenraum ist mit Doppelsteuer ausgerüstet, die Passagierkabine für sieben Passagiere bemessen. Die Sitze können leicht ausgebaut werden, um das Flugzeug auch als leichten Transporter zu verwenden. Die seitlich angeordnete Einstiegtüre und das Fahrwerk werden hydraulisch betätigt. Die gesamte Struktur ist in Halbschalenbauweise ausgeführt. Die Steuerruder werden direkt mechanisch betätigt und sind mit aerodynamischem Kraftausgleich versehen.

Bild 59. Modell des SAAC-23 (Learjet) für den Unterschall-Windkanal der ETH Zürich

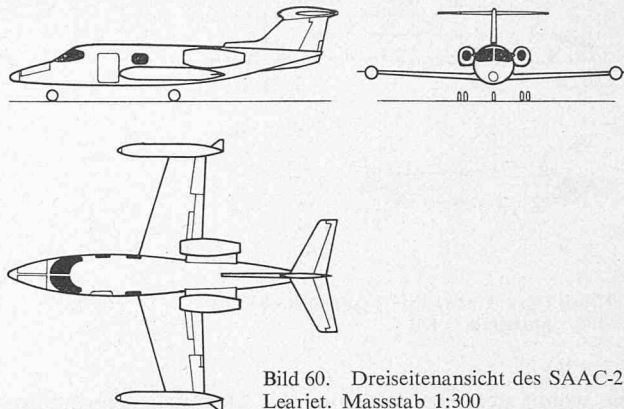


Bild 60. Dreiseitenansicht des SAAC-23, Learjet. Massstab 1:300

Tabelle 20. Technische Daten des Learjet 23

Abmessungen:

Spannweite 10,8 m; Länge 13,18 m; Höhe 3,84 m; Flügelfläche 21,48 m²

Triebwerke:

Zwei General Electric CJ-610-I von je 1293 kp Standschub; Treibstoffinhalt 3202 l

Gewichte:

Leergewicht 2790 kg; Maximales Abfluggewicht 5670 kg

Leistungen:

Höchstgeschwindigkeit auf 7300 m ü. M. 917 km/h (Mach 0,82); minimale Geschwindigkeit in Landebereitschaft 170 km/h; Steiggeschwindigkeit beim höchstzulässigen Abfluggewicht 35 m/s; Startrollstrecke beim höchstzulässigen Abfluggewicht 707 m; maximale Reichweite auf 12200 m ü. M. mit 45 min Reserve 3015 km

Anmerkung: Die Flugleistungen beziehen sich auf Meereshöhe, sofern nicht anders angegeben

Am Innenflügel angeordnet sind einfach Spalt-Landeklappen kombiniert mit Spoilern; beide werden hydraulisch betätigt. Die Höhenflosse ist zur Trimmung drehbar gelagert, die Betätigung erfolgt mit elektrischem Stellmotor. Für den Antrieb des Learjet 23 wurden zwei Einstromtriebwerke General Electric CJ-610-1 von je 1293 kp Standschub gewählt. Bezüglich der Flugleistung kann es der Learjet dank der verhältnismässig hohen Antriebsleistung durchaus mit den Strahljägern der ersten Generation aufnehmen! Die gesamte interne Treibstoffmenge beträgt 3202 l, wovon 1346 in den Flügelendtanks gelagert sind.

Weiter entwickelte Ausführungen des Typs 23 sind der Learjet 24/25B, der sich durch stärkere Triebwerke sowie durch ein erhöhtes Abfluggewicht von seinem Vorgänger unterscheidet. Erheblich grösser ist der für 10 Passagiere bemessene Learjet 25. Alle Typen werden in grossen Serien gebaut und sind damit ein Zeugnis des Könnens ihrer Konstrukteure.

Bild 61. Das zweistrahlige Geschäftsreiseflugzeug SAAC-23 Learjet, die bisher erfolgreichste Maschine dieser Klasse

