

Zeitschrift: Schweizerische Bauzeitung
Herausgeber: Verlags-AG der akademischen technischen Vereine
Band: 93 (1975)
Heft: 49

Artikel: Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke
Autor: Bridel, Georges
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-72888>

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: 14.05.2025

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



Als Feuerschutz wurde Pyrok-Spritzputz verwendet. Erstmals in der Bundesrepublik Deutschland ist es hierbei gelungen, den Feuerschutz schon vorher im Werk auf grössere Stahlkonstruktionsteile – Randträger und Stützen – zu spritzen. Bisher wurde die Stahlkonstruktion erst nach der Montage auf der Baustelle mit Feuerschutz versehen.

Als Montagehilfsmittel dienten: ein 90 m hoher Turmdrehkran, der bei maximaler Ausladung von 55 m noch 5 t trug und die schwersten Fertigteile von etwa 10 t bei 35 m Ausladung bewegt, sowie zeitweise ein 130-t-Autokran.

Das eigenwillige Gebäude erhält eine Glas-Aluminium-Vorhangsfassade. Die Fensterflächen bestehen aus einer Isolierverglasung mit Sonnenschutzglas. Die Brüstungen dagegen werden in Opalverglasung ausgeführt. Die Verbindungsbauten zwischen den sechs Bürotürmen werden mit Granitplatten in der Farbe Baltik-braun verkleidet.

Nach Fertigstellung werden die Geschosse folgende Funktionen übernehmen: 2. UG: Tresoreinrichtungen und

Technik, 1. UG und EG: Publikumsverkehr, 2. OG: Park-ebene, übrige Geschosse: Büroräume. Das oberste Geschoss eines jeden Turmes dient als Technikgeschoss. B. O.

Technische Daten:

Verbaute Menge Ortbeton	13 000 m ³
Betonstahl	1 300 t
Stahlkonstruktion	4 100 t
Stahlbetonfertigteile	27 000 m ²
Gasbetonwand- und -deckenplatten	2 500 m ²
Nutzfläche	25 000 m ²
Umbauter Raum	135 000 m ³
Baubeginn	November 1974 bis Mai 1975
Montage der Obergeschosse	April 1974

Beteiligte:

Bauherr	Stadtparkasse Hannover
Planung und Architektur	Heinz Wilke, Dipl.-Ing. Kohlhaas, Schaper und Bergmann
Statik	Intercontract GmbH, Arge Rohbau,
Bauausführung	Arge Stahlbau

Schweizerische Strahlflugzeuge und Strahltriebwerke

DK 629.13:621.438.2

Von Georges Bridel, Luzern und Zürich

Fortsetzung von H. 3, S. 22

Sofortlösung und Verzicht

Angesichts der vielen, am Typ N-20 eingeführten Neuerungen wurden auch hin und wieder Zweifel an der Durchführbarkeit und Zweckmässigkeit dieser Entwicklung geäussert.

Anlässlich einer Besprechung im Juli 1950 zwischen Vertretern des F+W und den Professoren Ackeret, v. Kármán und Rauscher wurden die wichtigsten aerodynamischen und antriebsmässigen Fragen besprochen. Obwohl Prof. v. Kármán den N-20 als ein recht aufwendiges und ehrgeiziges Projekt betrachtete, war die Durchführbarkeit nicht unmittelbar in Frage gestellt, zumal auch von den bisherigen Versuchsergebnissen nichts auf eine Fehlentwicklung des N-20 schliessen liess. Die Unmöglichkeit, mit dem Prototyp N-20.10 Kampfleistungen zu erbringen, wurde vielfach als äussere Ursache für die Zweifel am N-20 angesehen.

Wie Tabelle 4 zeigt, waren die berechneten Leistungen des Prototyps tatsächlich bescheiden, eine Folge der geringen Triebwerkleistung und des gegenüber dem Prototypvorschlag von 1948 rund 10% höheren Startgewichtes. Erschwerend

waren auch die verhältnismässig hohen Leerlaufschübe, die allerdings mit der Strahlbremse zu umgehen waren. Immerhin muss beigefügt werden, dass es vom Beginn der Entwicklung an nie geplant war, mit dem Prototyp N-20.10 Kampfleistungen zu erbringen, und dass die Weiterentwicklung zum SM-03 im Stadium der Erprobung und die Konstruktion des Serienntriebwerkes SM-05 bereinigt waren.

Trotzdem hatten die Konstrukteure zu Beginn des Jahres 1952 als Sofortlösung einen zweiten Prototyp vorgeschlagen, der von zwei herkömmlichen, damals nun verfügbaren und in der Flügelwurzel eingebauten Axialtriebwerken des Typs Armstrong-Siddeley «Sapphire» oder Rolls-Royce «Avon» angetrieben werden sollte.

Die unter der Bezeichnung N-20.20 «Harpon» bekannte Maschine (Bild 27) wies lediglich einen neu konstruierten Innenflügel mit den entsprechenden Triebwerkeinbauten auf, wobei der Rumpf und die Aussenflügel nahezu unverändert übernommen werden konnten. Die Spurweite des Fahrwerkes konnte jetzt aufgrund der im Innenflügel fehlenden Trieb-

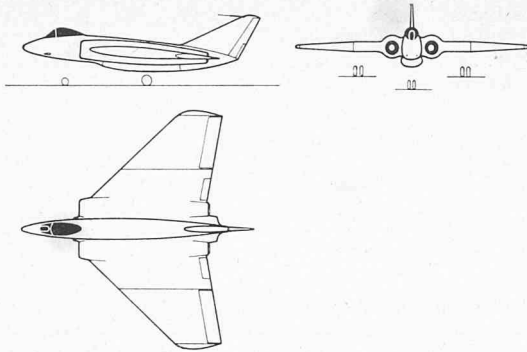


Bild 27. Dreiseitenansicht des Projektes 1952 N-20.20 «Harpon». Massstab 1:400

werke verringert werden. An der Hinterkante des Innenflügels wurden schliesslich wirksame Spreiz-Sturzflugbremsen angebracht.

Umfangreiche Windkanalversuche im Transsonikkanal, im grossen und im kleinen Kanal wurden im Verlaufe des Jahres 1952 durchgeführt (Bilder 28 und 29). Die berechneten Kampfeigenschaften waren dank dem hohen Schub-Gewichts-Verhältnis recht gut und würden heute noch diejenigen der meisten Unterschallflugzeuge wesentlich übertreffen. Vorteilhaft war wiederum der zentrale Wechselsatz, der dem Harpon Mehrzweckneigung verlieh. Allerdings fielen mit dem vereinfachten Antriebssystem die hervorstechenden Start- und Landeeigenschaften und die Vielseitigkeit dahin.

Während der vorgesehenen Produktion der Harpon sollte deshalb das Triebwerk SM-05 zur Serienreife gebracht und damit die Fabrikation des N-20.15 aufgenommen werden.

Tabelle 5. Technische Daten der Entwicklungsreihe N-20

		Prot. N-20.10 «Aiguillon»	N-20.15 «Aiguillon»	N-20.20 «Harpon»
Spannweite	m	12,6	12,6	12,6
Länge	m	12,5	12,5	12,5
Höhe	m	3,13	3,13	3,67
Flügelfläche	m ²	54	54	62,5
Seitenverhältnis	—	2,25	2,25	2,25
Triebwerke:				
Anzahl	—	4	4	2
Typ	—	SM-01	SM-05	AS Sapphire
Schub, je	kp	620	1200	3400
Treibstoffinhalt	l	1625	2125	2163
Abfluggewicht ¹⁾	kg	9000	9180	9470
Flächenbelastung	kp/m ²	167	170	175
Verhältnis Schub/Gewicht ²⁾	—	0,42 ³⁾	0,72	0,715
Leistungswerte berechnet:				
Startrollstrecke ⁴⁾	m	900	340	420
Landerollstrecke ⁴⁾	m	500	340 ⁶⁾	550
Steiggeschwindigkeit ⁵⁾	m/s	25	100	88
Dienstgipfelhöhe	m	11000	16000	15500
Max. Horizontalgeschwindigkeit	km/h	1000	1140	1070
Min. Geschwindigkeit ⁵⁾	km/h	150	150	180
Min. Kurvenradius ⁵⁾	m	380	269	313
Reichweite	km	500	1100	1200

Anmerkung: Die Leistungen des N-20.10 bzw. N-20.15 verstehen sich im allgemeinen mit Nebenverbrennung

1) Als Kanonenjäger

2) Auf Standschub bezogen und mit Nebenverbrennung

3) Mit eingebauten Triebwerken und mit Nebenverbrennung 0,28

4) Bezogen auf 500 m ü. M.

5) Auf 0 m ü. M.

6) mit Bremsschirm unterhalb 300 m

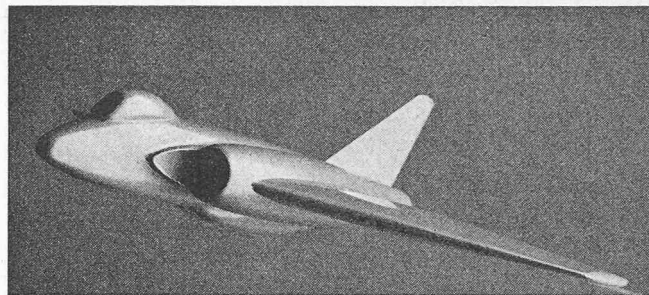


Bild 28. Modell des N-20.20. Die Form des Rumpfes wurde beibehalten, insbesondere die hier gut sichtbare Waffenwanne

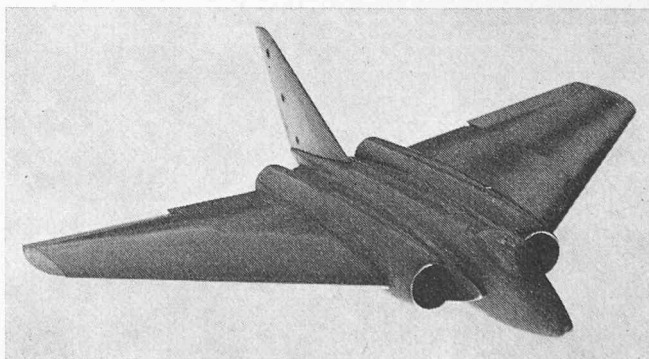
Tabelle 6. Kostenzusammenstellung der N-20-Entwicklung

	Zeit	Betrag/Jahr Fr.	Gesamtbetrag Fr.
Vor dem KMF-Entscheid	1946	191 000	
	1947	855 000	
	1948	519 000	1 565 000
Nach dem KMF-Entscheid	1948	1 393 000	
	1949	3 011 000	
	1950	2 877 000	
	1951	2 300 000	12 456 000
Gesamtkosten			14 021 000

Die Entwicklungskosten zwischen 1946 und 1952 für den N-20 umfassen die folgenden Arbeiten:

- Windkanalversuche, Leistungsrechnungen, Modelle usw.
- Konstruktion, Materialbeschaffung und Fabrikation des Gleiters, der «Arbalète» und des Prototyps N-20.10 «Aiguillon», Einzelteile des zweiten Prototyps
- Konstruktion, Herstellung der Bauvorrichtungen und Lehren
- Beschaffung von 13 Triebwerken Mamba I bzw. Mamba II sowie von 5 Triebwerken Piméné
- Entwicklung, Konstruktion, Materialbeschaffung von 7 Zweistromtriebwerken SM-01 und 7 SM-03
- Entwicklung, Konstruktion und Fabrikation sowie Erprobung der Nebenverbrennung
- Umfassende Belastungsversuche am Prototyp, verschiedene Versuche an Konditionierung, Servosteuerung usw.
- Bau der Prüfgondel am Mosquito-Flugzeug, Umbau einer C-36 zur Prüfung der Servosteuerung
- Flugprobung des Gleiters und der Arbalète, Rollversuche, Starthüpfen und Bodenversuche mit dem Prototyp N-20.10.

Bild 29. Modell des N-20.20 «Harpon» für den Transsonikkanal in Emmen



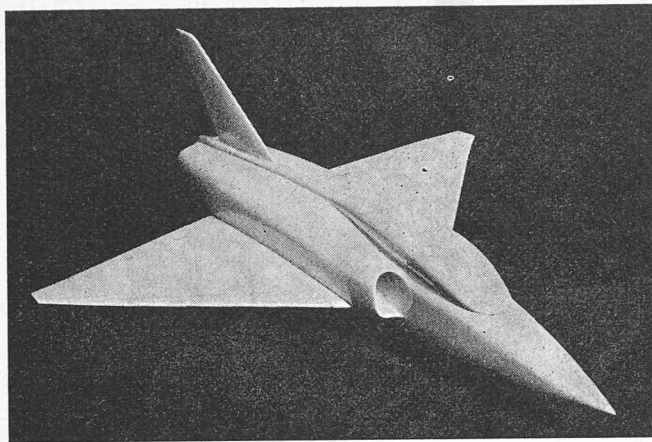


Bild 30. Windkanalmodell der Studie L-10 III/V für Leichtkampfflugzeuge

Bild 31. Dreiseitenansicht des Leichtkampfflugzeuges L-10 V. Studie 1956. Massstab 1:400

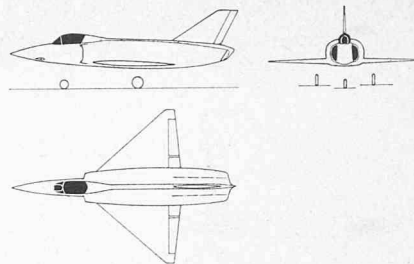


Tabelle 7. Übersicht über die Projektstudien L-10

Projekt	Flügelfläche m ²	Triebwerke		Abfluggewicht kg
		Anzahl	Typ	
L-10/I	19	2	Rolls-Royce Soar	3800
L-10/II	20	1	Rolls-Royce Orpheus	3900
L-10/III	22	2	Hispano Suiza R-800	4350
L-10/IV	26,5	1	AS Sapphire	5900
L-10/V (Bild 31)	24,2	2	Rolls-Royce Orpheus	5100

Am 14. Februar 1952 wurde von der KMF und der LVK aus zeitlichen und aus finanziellen Gründen die Entwicklung der Zweistromtriebwerke SM-03 und SM-05 unterbunden und die Bereitstellung des zweiten Prototyps N-20.20 nicht bewilligt. Damit wurde aber gleichzeitig die Bodenerprobung des ersten Prototyps N-20.10 erschwert und verzögert. Der N-20.10 konnte deshalb erst am 9. Januar 1953 mit den Rollversuchen beginnen. Mit vermindertem Arbeitseinsatz konnte die Bodenerprobung (Rollversuche mit Starthüpfer) im September 1953 abgeschlossen werden. Anfang November wurden vom Vorsteher des EMD die Flugversuche mit dem N-20.10 untersagt, obwohl die Konstrukteure die Verantwortung für den Erstflug des «Aiguillon» schriftlich bestätigten und die Belegschaft den Erstflug in der Freizeit und sogar mit eigener Finanzierung durchzuführen bereit war. Auch eine Eingabe von Ing. Branger, dem damaligen ersten technischen Adjunkten des F+W, an den Bundesrat konnte das Flugverbot nicht mehr beeinflussen.

Nebst den entscheidend sich auswirkenden politischen Schwierigkeiten war beim vierstrahligen N-20.10/15 auch der technisch bedingte Umstand erschwerend, dass die Entwicklung des Flugzeuges gleichzeitig mit derjenigen des Triebwerkes erfolgen musste, ein Verfahren, das erst in heutiger Zeit solcherart durchgeführt wird. Die organische Verbindung der Zelle mit dem revolutionären Antrieb brachte natürlich zusätzlichen Entwicklungsaufwand, der jedoch beim N-20.20 wieder entfiel (die technischen Daten der Entwicklungsreihe N-20 sind in Tabelle 5, deren Kosten in Tabelle 6 zusammengefasst).

Mit dem Flugverbot war der Entwicklungsabbruch am N-20 besiegelt; es blieb ein geringer Trost, wenn viele, damals unter schwierigen personellen und materiellen Bedingungen entstandenen Lösungen im Ausland erst viel später angewendet worden sind.

Studie über das Leichtkampfflugzeug L-10

Mitte der fünfziger Jahre wurden in Europa im Rahmen einer NATO-Ausschreibung eine Reihe von Leichtkampfflugzeugen entwickelt. Es handelte sich um die Flugzeuge Breguet Taön, Dassault Etendard und Fiat G-91, wobei letzteres die Ausschreibung gewann. In England wurde gleichzeitig der Leichtjäger Folland Gnat gebaut. Die schweizerischen Eigenentwicklungen N-20 und P-16 waren wesentlich schwerer. Um die Möglichkeit der Entwicklung eines eigenen Leichtkampfflugzeuges abzuklären, wurden im Flugzeugwerk Emmen während des Jahres 1956 entsprechende Studien durchgeführt. Im wesentlichen handelte es sich um geometrisch ähnliche Projekte mit verschiedenen Abmessungen auf der Grundlage von Deltaflügeln, wobei jeweils verschiedene Triebwerke angenommen worden waren (Bild 30 und 31, Tabelle 7).

Die L-10-Flugzeuge waren für den transsonischen Bereich entworfen, wobei die mit den stärkeren Triebwerken versehenen Varianten die Schallgeschwindigkeit im Horizontalflug überschritten hätten. Als Grundbewaffnung waren zwei Kanonen von 20 mm sowie Aussenlasten im Gewicht von 800 bis 1200 kg (je nach Ausführung) vorgesehen.

Für den L-10/V wurden die folgenden Leistungen berechnet: Max. Horizontalgeschwindigkeit 1130 km/h, zulässige Machzahl 1,3, max. Steiggeschwindigkeit 107 m/s, Startrollstrecke 435 m, (auf 1000 mü.M., Abfluggewicht ohne Aussenlasten), typischer Aktionsradius 200 km, Schub-Gewichtsverhältnis 0,77, Seitenverhältnis 2,8, Spannweite 8 m.

Diese Parameterstudie über Leichtkampfflugzeuge wurde vom Eidg. Flugzeugwerk in eigener Regie unternommen und zu Händen der Generalstabsabteilung der Behörde übergeben. Weitergehende Aufträge betreffend die L-10-Studie wurden indessen nicht vergeben.