



Als letztes gebautes Soldenhoff-Flugzeugmuster entstand 1935 der schnittige Einsitzer SL-1. Die Maschine existiert heute noch und kann im Verkehrshaus der Schweiz in Luzern in Augenschein genommen werden.

Die Flugzeuge des Alexander Soldenhoff

Von Günter Frost (ADL)

Erstveröffentlichung 09.2016 im ADL-Internetportal

Teil 3: Zurück in der Schweiz (1932 – 1951)

Rückkehr in die eidgenössische Heimat

Am 10. Mai des Jahres 1932 brach Soldenhoff endgültig seine „Zelte“ in Deutschland ab und fuhr in die Schweiz zurück. Hier, in der Abgeschiedenheit von Linthal (Kanton Glarus), gewann er langsam den nötigen Abstand zu den teilweise recht hektischen Geschehnissen um die SAG und AVIATIA. Seine Liebe zur Malerei brach wieder durch, erstmals seit vier Jahren begann er wieder zu malen.

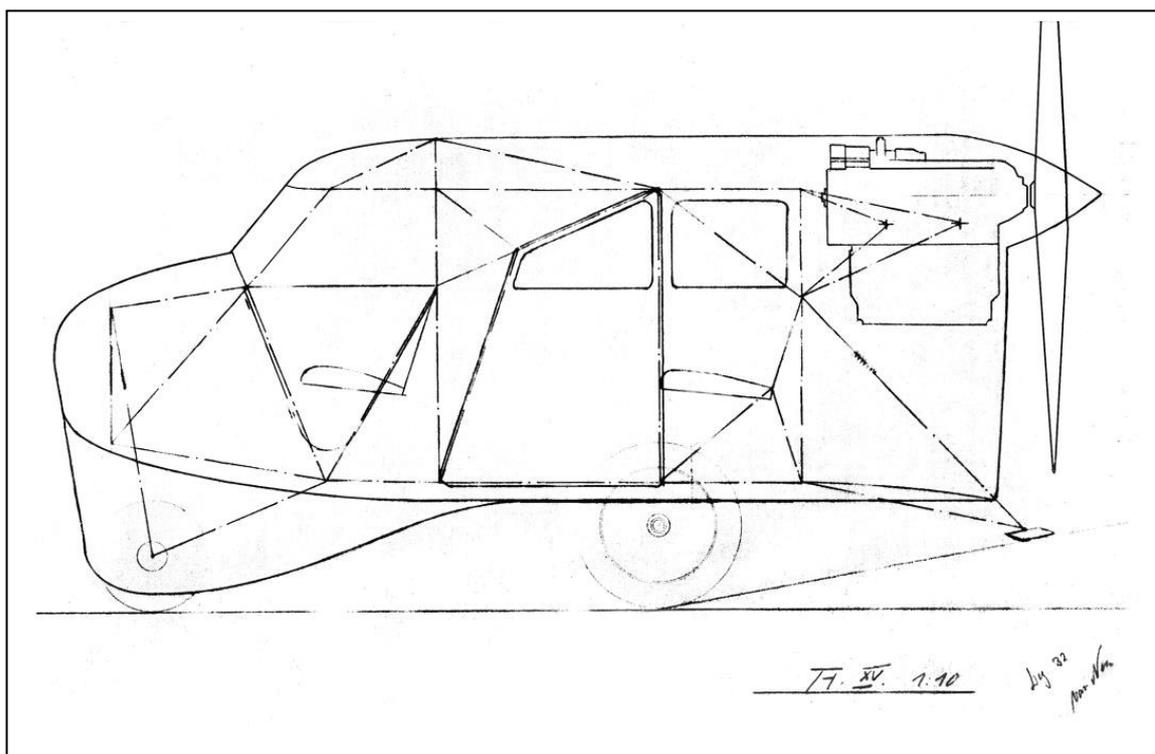
Ganz ließ ihn die Fliegerei trotzdem nicht los: Da war einmal die weiterhin schwelende Auseinandersetzung mit der AVIATIA. Zum anderen hoffte Soldenhoff immer noch, den „Dickflügel“ verwirklichen zu können – wenn nicht mit dem gegenwärtigen Gesellschafterkreis, dann mit neuen Geldgebern. Und schließlich arbeitete er unverdrossen auch an neuen Projekten.

Aus dem Dezember 1932 stammen die erhalten gebliebenen Blaupausen eines schwanzlosen Pfeilflügel-Hochdeckers mit der Typenbezeichnung A 15. Eine der Reißzeichnungen trägt neben dem Datum noch die Unterschrift „van Nes“. Hierbei kann es sich nur um Dipl.Ing. Wilhelm van Nes handeln, der in den zwanziger Jahren bei Heinkel tätig war, dann einige Sportflugzeuge zusammen mit Guritzer baute und schließlich als Leiter der Entwurfsabteilung zu Arado ging. In welcher Verbindung er Ende 1932 zu Soldenhoff stand, ließ sich bisher nicht klären.

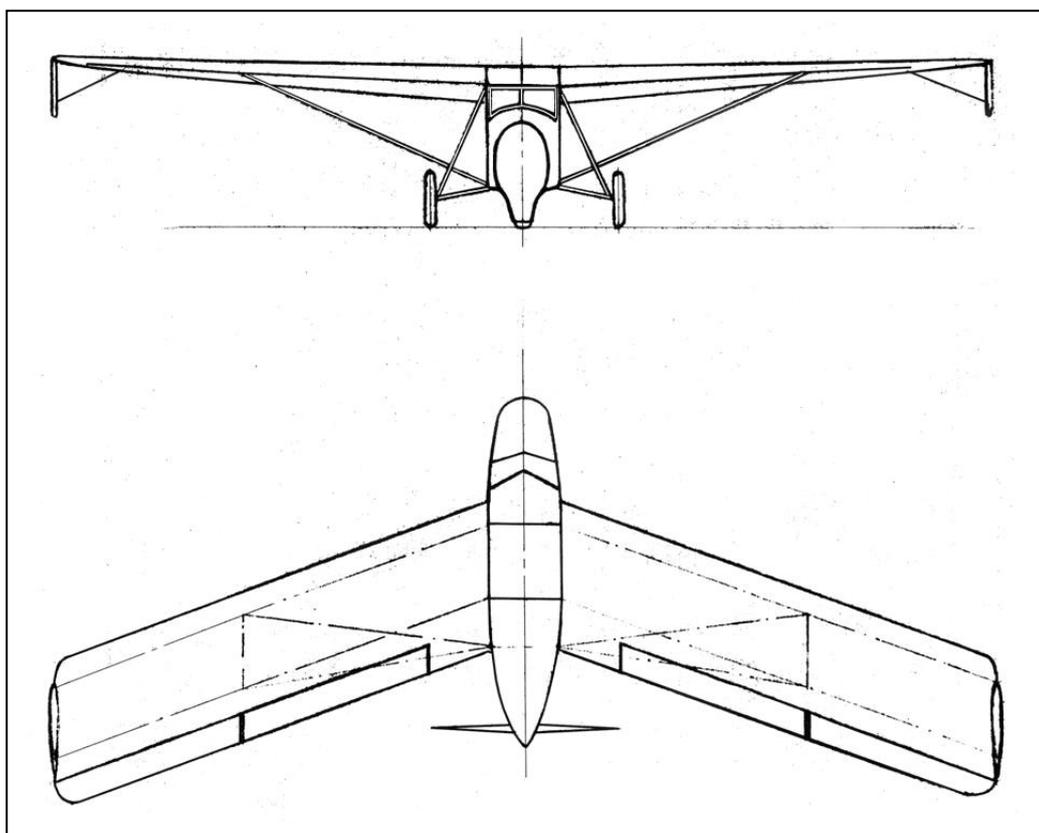
Bei der A 15 handelte es sich um eine Weiterentwicklung des Musters So. A als Hochdecker. Pilot und Begleiter sollten in einer geschlossenen Kabine untergebracht werden. Im Rumpheck befand sich der luftgekühlte Reihenvierzylinder Hirth HM 60 (Leistung 60/65 PS, 44/48 kW), der auf einen Druckpropeller wirkte.

Das Fahrwerk bestand in bekannter Soldenhoff-Manier aus einem ballonbereiften Bugrad und einem Hauptfahrgerüst mit Scheibenrädern unter dem hinteren Rumpfteil. Das Bugrad besaß eine strömungsgünstige Verkleidung. Um Beschädigungen des Propellers vorzubeugen, war unter dem Heck zusätzlich ein Schleifsporn angebracht.

Der Flügel ähnelte den bisherigen Soldenhoff-Typen, war jedoch nicht freitragend ausgeführt, sondern mit V-Streben abgefangen. Die Anbringung der horizontalen Ruderflächen mit separaten Höhen- und Querrudern entsprach der LF 5. Bemerkenswert ist außerdem, daß Soldenhoff von seiner Spreizklappen-Seitensteuerung abging und statt dessen hängende Flügelendscheiben vorsah.



Soldenhoff-Entwurf A 15, gezeichnet im Dezember 1932 von Dipl.Ing. van Nes.



Welche Projekte Soldenhoff im Jahr 1933 verfolgte, ließ sich nicht ermitteln. Aus den vorhandenen Unterlagen geht nur hervor, daß er im Dezember 1933 eine eilige Anfrage an die Hirth-Motoren GmbH in Stuttgart sandte. Darin bat er um technische Daten, Preise und Lieferbedingungen für die Achtzylindermotoren HM 150 und HM 150 U – weil seine Maschine „schleunigst in neuer Type hier gebaut werden“ sollte.



Immerhin ist beachtlich, daß Soldenhoff nach den bisher genutzten bzw. vorgesehenen Triebwerken der Leistungsklasse 40 - 65 PS jetzt Interesse an erheblich stärkeren Motoren zeigte: Der HM 150 hatte eine Dauerleistung von 170 PS (125 kW), der untersetzte HM 150U kam sogar auf 215 PS (158 kW)!

Acht Monate später, im August 1934, forderte er bei der Argus Motoren GmbH in Berlin die technischen Daten und Lieferkonditionen für den luftgekühlten Vierzylinder-Reihenmotor As 8B (Leistung 135 PS/ 99 kW) an. Im September 1934 ergänzte er seine Anfrage noch um den neuen Sechszylindertyp As 17A (Leistung 225 PS/ 165 kW). Für welches Flugzeugprojekt die beiden Argus-Triebwerke ins Auge gefaßt waren, läßt sich heute nicht mehr feststellen.

Alexander Soldenhoff während seiner Zeit als Flugzeugbauer in Deutschland.

Ein- und Zweisitzerprojekte 1935

Im ausgehenden Frühjahr 1935 brachte Soldenhoff zwei neue Flugzeugentwürfe zu Papier:

- einen kleinen Einsitzer mit 40 PS Salmson-Sternmotor,
- einen größeren Zweisitzer, Triebwerk unbekannt.

Die frühesten erhaltenegebliebenen Zeichnungen des Einsitzers datieren aus dem Mai 1935. Sie zeigen einen schwanzlosen Pfeiltiefdecker, in seinen Grundzügen ähnlich den Böblinger Maschinen A/4 und A/5, jedoch kleiner in den Abmessungen. Das Dickflügelkonzept hatte Soldenhoff offenbar in der Zwischenzeit zu den Akten gelegt, denn der Einsitzer sollte wieder ein normales „dünnere“ Tragwerk erhalten. Der Rumpf war wesentlich strömungsgünstiger geformt als bei der A/5 und ragte nicht über die Flügelvorderkante hinaus. Der Führersitz konnte wahlweise mit einer Kabinenhaube versehen werden.

Zur Seiten-/Quersteuerung dienten vertikale Spreizklappen, in der typischen Soldenhoff-Manier auf den Flügeloberseiten angebracht. Zusätzliche Seitenflossen sollte die Maschine nicht erhalten. Die Höhenruder waren, abweichend von den früheren Soldenhoff-Mustern, nicht an den Außenflügeln befestigt, sondern befanden sich an der Hinterkante der Innenflügel. Alle Steuerorgane wurden per Seilzug betätigt.

Das Fahrgestell entsprach den Böblinger Typen, mit Ballonrad unter dem Bug und zwei Scheibenrädern in Höhe des Rumpfhecks. Das Hauptfahrwerk besaß eine relativ große Spurweite und hatte keine durchgehende Achse. Es war durch die Flügel zum Rumpf hin abgestrebt und sollte strömungsgünstige Radverkleidungen erhalten.

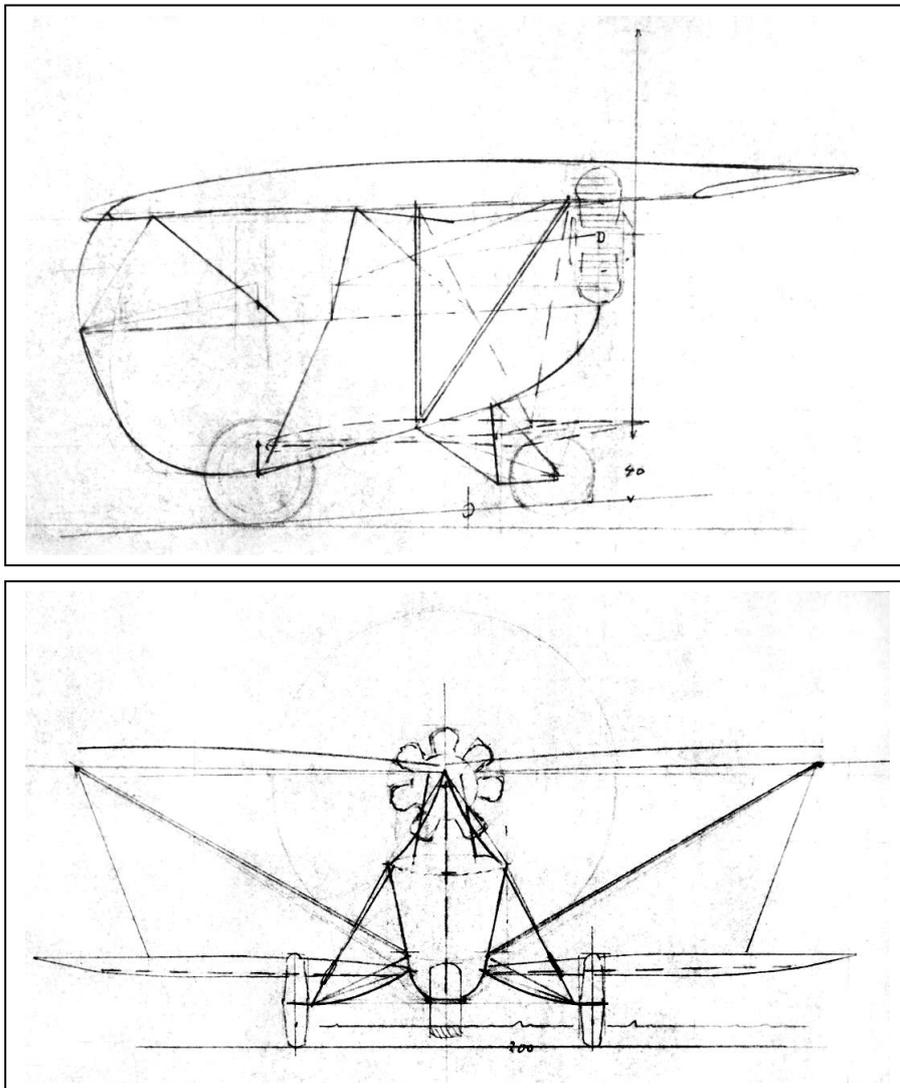
Als Triebwerk war wieder der bekannte Salmson-Sternmotor Typ 9 Ad (Leistung 40/46 PS, 29/34 kW) vorgesehen.

Der parallel dazu entworfene Zweisitzer wich auffallend von den bisherigen Konstruktionen ab: Der Motor sollte im Bug untergebracht werden und einen Zugpropeller antreiben. Erstmals seit dem verunglückten Versuchsapparat von 1927 verwendete Soldenhoff wieder diese Triebwerkanordnung. Leider ist von der Maschine nur ein Seitenriß der Rumpfkonstruktion erhalten, ohne Motoreinbau und Fahrwerk.

In der Zeichnung, die aus dem Mai 1935 datiert, wird die Länge ohne Motor mit 3,91 m angegeben. Einschließlich Triebwerk dürfte der Zweisitzer auf etwa 4,30 m Rumpflänge gekommen sein. Das entsprach ungefähr dem Muster A/5, sodaß man vermuten kann, daß auch die übrigen Abmessungen dem Böblinger Typ ähnlich waren.

Welches Triebwerk Soldenhoff für den Zweisitzer verwenden wollte, ist nicht bekannt. Die Anordnung der Motorträger deutet auf einen Sternmotor hin.

Neben diesen beiden Entwürfen aus dem Jahr 1935 existieren noch Projektzeichnungen eines kleinen Schulterdeckers mit Siebenzylinder-Sternmotor, die vermutlich dem Zeitraum 1932/34 entstammen, aber in den erhalten gebliebenen Unterlagen nirgendwo erwähnt werden. Alternativ sollte das Flugzeug auch mit einem zweiten Flügelpaar versehen und dann als Doppeldecker eingesetzt werden können. Es könnte sich um eine Ableitung aus dem Militärflugzeugprojekt von 1931 gehandelt haben.



Entwurf eines Schulterdeckers mit 7-Zylinder-Sternmotor, etwa aus der Zeit 1932-1934. Bei Bedarf sollte sich ein zweites Flügelpaar an der Rumpfunterseite anbringen lassen. In ihrer Gesamtauslegung erinnert die Maschine an das Militärflugzeugprojekt von 1931 und könnte eine Weiterentwicklung gewesen sein.

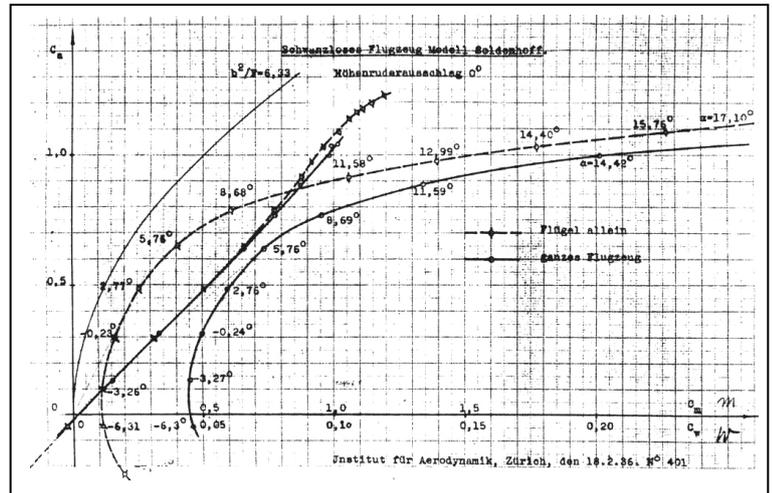
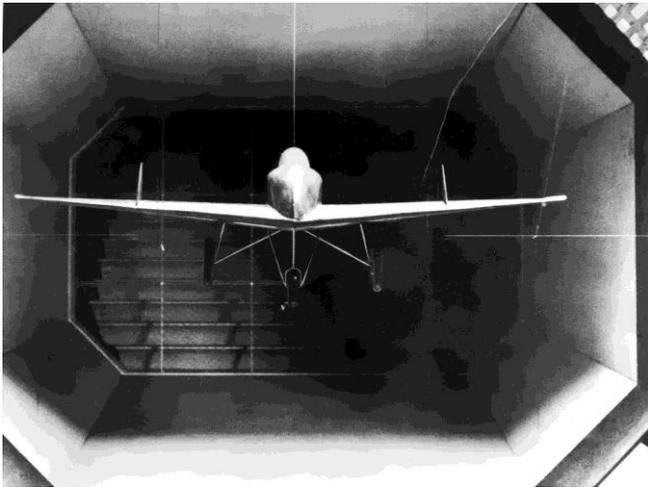
Die Langenthaler Maschine

Am 1. September 1935 besuchte Alexander Soldenhoff gemeinsam mit seinem Sohn Wolfram einen Flugtag im schweizerischen Langenthal (Kanton Solothurn). Wolfram Soldenhoff hatte 1931 sein Ingenieurstudium erfolgreich abgeschlossen, dann bei der Schweizer Fliegertruppe seine Militärpilotenausbildung erhalten und schließlich bei der Langenthaler Karosseriewerkstatt Grogg eine Stelle als Ingenieur angenommen. In seiner Freizeit betätigte er sich als Fluglehrer der Sektion Langenthal des Schweizer Aeroclubs.

Angeregt durch die Flugvorführungen kamen Vater und Sohn zu dem Entschluß, den Bau des kleinen Einsitzers, den Soldenhoff im Mai 1935 projektiert hatte, in eigener Regie zu wagen. Als Bauort bot sich Langenthal an, wo Wolfram auf die Einrichtungen der Fa. Grogg zurückgreifen konnte.

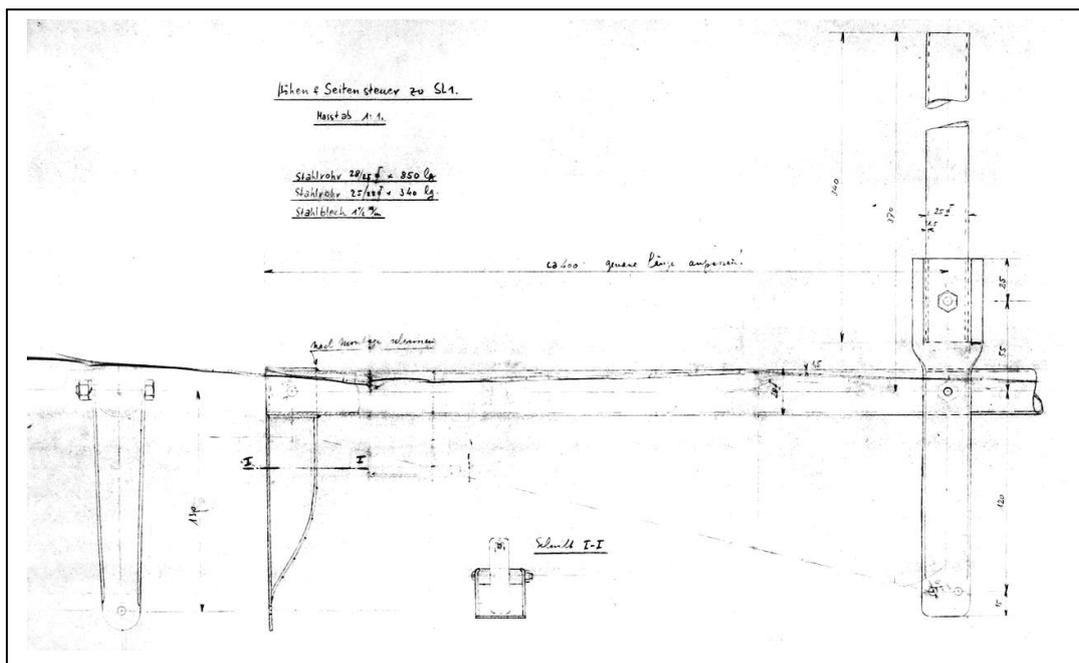
Schon drei Tage nach dem Flugtag, am 4.9.1935, konnten die Arbeiten beginnen. Die Maschine erhielt abweichend von der bisherigen Terminologie die Typenbezeichnung SL 1. Darin bedeutete „S“ = Soldenhoff und „L“ = Langenthal, während die „1“ anzeigte, daß Soldenhoff einen völligen Neuanfang beabsichtigte und das Flugzeug nicht als Fortsetzung der SAG-Musterreihe ansah. Die Arbeiten machten relativ rasche Fortschritte, bereits am 5. November konnte Soldenhoff in seinem Tagebuch vermerken: „*Maschine fertig.*“ Damit war natürlich nicht die physische Herstellung des Flugzeugs gemeint, sondern nur die Durchkonstruktion der Zelle. Einen Tag später reiste Soldenhoff nach Zürich ab und arbeitete dort bis zum 15.11.35 an einem Windkanalmodell der SL 1.

Zu Anfang des Jahres 1936 erfolgten die Messungen im Windkanal des Instituts für Aerodynamik der ETH Zürich. Der abschließende Untersuchungsbericht No. 401 trägt das Datum 18. Februar 1936. Das hierin enthaltene Polardiagramm dokumentierte erneut die erstaunliche Stabilität des Soldenhoff-Flügel-systems: Bei höheren Anstellwinkeln nahm zwar der Widerstand zu, aber der Auftrieb blieb voll erhalten. Selbst bei Anstellwinkeln über 15° kam es zu keinem Auftriebsverlust – d.h. der Strömungsverlauf auf der Flügeloberseite und die Steuerbarkeit des Systems blieben ungestört.



Soldenhoff ließ ein Modell der SL 1 zu Anfang des Jahres 1936 im Windkanal des Instituts für Aerodynamik der ETH Zürich untersuchen. Das Polardiagramm stammt aus dem Untersuchungsbericht No. 401 vom 18. Februar 1936.

Eine wichtige Konsequenz aus den Windkanaluntersuchungen stellte die Verlegung der Höhensteuerung von den Innenflügeln zu den Tragflächenenden dar. Eine erhalten gebliebene Konstruktionszeichnung vom 23.3.1936 zeigt, daß beim überarbeiteten Steuerungskonzept zungenartige Fortsätze an den Außenflügel-Hinterkanten für die Höhensteuerung sorgen. Bei entsprechender Bewegung des Steuerknüppels wurde der komplette hintere Teil des Außenflügels gehoben oder gesenkt – also gleichsam „verwunden“. Dies geschah mechanisch über rohrförmige Steuerwellen, die komplett innerhalb des Flügels verliefen. Der Drehpunkt der Verwindung lag etwa beim Hinterholm, der maximale Ausschlag der Steuerungen betrug rund 5 cm.



Ausschnitt aus einer Detailzeichnung des Höhen- und Seitensteuererhebels für die Langenthaler Maschine. Gut läßt sich hierauf die Typenbezeichnung „SL 1“ erkennen.

Gegen Ende des Frühjahrs 1936 wurde die SL 1 fertiggestellt, und Wolfram Soldenhoff begann auf dem Flugplatz Langenthal-Bleienbach mit den Rollversuchen. Die Bodenerprobung der Maschine im Sommer 1936 endete leider mit einem (unnötigen) Bruch: Bei einem Rollversuch mit höherer Geschwindigkeit hob die SL 1 ungewollt leicht ab und verlor dabei das Fahrgestell. Angeblich sollen die Fahrwerksbeine nicht durch Bolzen gesichert gewesen und beim Abheben einfach herabgefallen sein!

Wolfram Soldenhoff mußte eine Bauchlandung praktizieren, die zwar glückte aber natürlich nicht ohne Beschädigung der Zelle abging. Während die Reparaturarbeiten noch liefen, sprach das Eidgenössische Luftamt ein sofortiges Flugverbot aus. Man erinnerte sich noch zu gut an den Absturz der Soldenhoffschen VI im Jahre 1927 und wollte kein neuerliches Risiko eingehen. Hinzu kam, daß mittlerweile in der Schweiz bindende Vorschriften für die aerodynamische Gestaltung von Luftfahrzeugen in Kraft getreten waren, denen die Soldenhoff SL 1 in einigen Punkten nicht genügte. Das Luftamt verlangte als unbedingte Voraussetzung für eine Aufhebung des Flugverbots, daß verschiedene Änderungen an der Zelle vorgenommen

wurden. Dies lehnte Soldenhoff strikt ab, weil damit sein ganzes Konzept eines eigenstabilen, schwanzlosen Flugzeugs verdorben worden wäre.

Als Soldenhoff Ende 1936 Anstalten machte, sich über das Flugverbot hinwegzusetzen, erhielt Wolfram von Seiten der Schweizer Fliegertruppe den „wohlgemeinten“ Rat, die Erprobung der SL 1 aufzugeben, um seine militärische Karriere als Fliegeroffizier nicht zu gefährden.



Drei Bilder der Soldenhoff SL 1 nach erfolgter Restaurierung. Anschließend wurde die Maschine nach Luzern in das Verkehrshaus der Schweiz verbracht und dort in die Flugzeugausstellung eingereiht.



So kam es, daß die Versuche Anfang 1937 eingestellt wurden und der letzte gebaute Soldenhoff-Typ nie richtig geflogen ist. Kurioserweise hat gerade die SL-1 als einziges Muster alle Stürme der Zeit überlebt. Sie war bis Juni 1979 in einem Hangar auf dem Militärflugplatz Dübendorf untergebracht. Nach erfolgreicher Restaurierung transportierte man die Maschine nach Luzern, wo sie im Verkehrshaus der Schweiz in der Halle „Luft- und Raumfahrt“ einen neuen Platz fand und seitdem auch der Öffentlichkeit zugänglich ist.

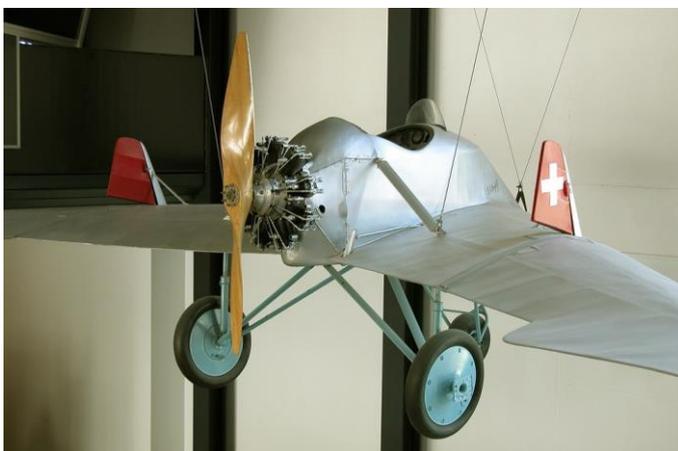
Diese beiden Fotos zeigen den Zustand der Soldenhoff SL 1 vor der Restaurierung. Leider gibt es davon keine farbigen Bilder.

(Verkehrshaus der Schweiz, Luzern)



Allerdings wird das Flugzeug im Verkehrshaus der Schweiz fälschlicherweise als „Soldenhoff S-5“ ausgegeben. Wie es dazu kam, ist nicht mehr zu ergründen. Es scheint aber, daß die Bezeichnung „S-5“ erst in den späten siebziger Jahren auftauchte. H. Zuerl, der 1971 einen längeren Artikel über Soldenhoff in der Schweizer „Aero-Revue“ veröffentlichte, kannte noch keine „S-5“, sondern nannte die Maschine schlicht „Nurflügelflugzeug Langenthal“.

Wie die falsche Typenbezeichnung auch entstanden sein mag – richtig muß es jedenfalls „SL 1“ heißen.



*Aufnahmen der Soldenhoff SL 1, wie sie jetzt im Verkehrshaus der Schweiz in Luzern zu sehen ist.
(Slg. Berluc 054 und 055)*

Weitere Projekte

Im Juli 1937, während des Internationalen Flugmeetings in Dübendorf, stellte Soldenhoff in einem Zürcher Schaufenster zwei Gemälde aus, die ein von ihm entworfenes Militärflugzeug zeigten. Er hatte beide Bilder eigens zum Flugmeeting gemalt, um Propaganda für seine schwanzlose, eigenstabile Bauweise zu machen. Die Bilder tragen in Soldenhoffs Werkkatalog die Nummern S 288a und S 289a. Ein Erfolg war ihm mit dieser etwas ungewöhnlichen Werbemethode nicht beschieden.

Es handelte sich bei diesem „Kampfflugzeugprojekt“ um einen schwanzlosen Pfeildoppeldecker. Die beiden Tragflügel waren freitragend und gestaffelt. Die untere Fläche war unten am Rumpf und die obere auf einem Baldachin angeordnet. Das Bugradfahrwerk konnte halb eingezogen werden. Das Triebwerk lag oben an der Hinterkante des oberen Tragdecks und arbeitete auf eine Druckschraube. Der Rumpf trug vorn und hinten je einen MG-Stand. Kurz hinter dem vorderen Stand befand sich ein offenes Cockpit mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen.

Weitere Einzelheiten sind nicht bekannt. Die Maschine stellte offenbar eine Weiterentwicklung des Jagdflugzeug-Projekts von 1931 dar.

Danach wurde es wieder für längere Zeit still um den Flugzeugkonstrukteur Soldenhoff. In den Jahren des zweiten Weltkriegs beschäftigte er sich hauptsächlich mit seiner Malerei, wenn er auch die Luftfahrt nie ganz aus den Augen verlor.



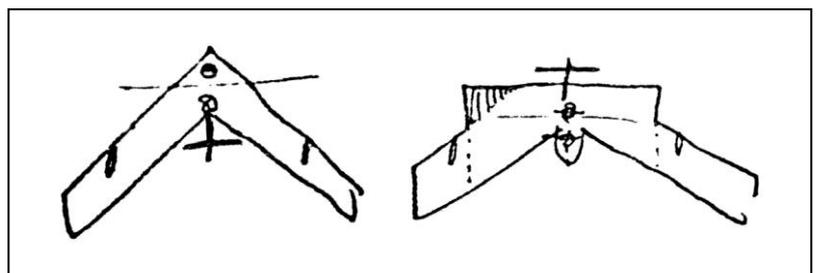
Modell des Militärdoppeldeckers von 1937, gebaut und fotografiert von Heinz Riediger.



Soldenhoffs Haus in Linthal (Kanton Glarus), in dem sich auch ein großes Atelier befand. Hier hielt sich der Künstler in der Zeit des Zweiten Weltkriegs oft auf.

Als im Herbst 1943 auf Anregung von Robert Gsell (Leiter des Eidgenössischen Luftamts) die „Pionier-Gesellschaft“ für das Flugwesen in Zürich gegründet wurde, gehörte Soldenhoff zu den 10 Gründungsmitgliedern. Allerdings äußerte er sich hinterher recht kritisch über Sinn und Zweck dieser Vereinigung: „Nutzen? Nichts – eben echt eidgenössisch! Gemütlichkeit – jährlich einmal, daß man sich sehe.“

In einem Brief an seinen Sohn Wolfram vom 1. Dezember 1943 berichtete Soldenhoff, daß er seinen schwanzlosen Pfeilflügeltyp umkonstruiert habe, „für den Fall, daß wirklich gebaut werden wird“: Der Motor wanderte vom Heck in den Rumpfbug und arbeitete auf Zugpropeller, die gerade Vorderfront der Zelle wurde erheblich breiter, der Schwerpunkt rückte nach vorn. Das Bugradfahrwerk blieb erhalten, mit lenkbarem Bugrad unter dem Motor.



Schemaskizzen aus einem Brief von Alexander Soldenhoff an seinen Sohn Wolfram vom 1.12.1943: Links die bisherige Grundform in der Draufsicht, rechts die geplante neue Form mit Motor im Bug und zur Hälfte gerader Vorderkante.

Der Treibstoff (200 l) sollte in den Flügeln untergebracht werden. Die Tragwerkkonstruktion konnte erheblich vereinfacht werden, an die Stelle des winkligen Holmstoßes trat im Innenflügelbereich ein gerader Querholmkasten, der bessere Festigkeit versprach.

Soldenhoff beabsichtigte, den überarbeiteten Typ Anfang 1944 im Windkanal der ETH Zürich zu testen, um sicherzugehen, daß er seinen Erwartungen entsprach:

- bessere Flugeigenschaften aufgrund der erheblich verringerten Hecklastigkeit,
- höhere Geschwindigkeit,
- kürzerer Start.

Ob diese Modellmessungen tatsächlich erfolgt sind, ließ sich nicht in Erfahrung bringen. Zur praktischen Bauausführung kam es – wieder einmal – nicht.

Das „Volksflugzeug“

Der Zweite Weltkrieg war einige Monate vorüber, da etablierte sich in der Schweiz eine „Flug-Genossenschaft Zürich“, gegründet zu dem Zweck, „die Förderung des Volksfluges und dessen praktische Ausübung auf breitester Basis, die Förderung des privaten und kollektiven Luftverkehrs sowie der Lufttouristik auf nationalem und internationalem Gebiet“ zu übernehmen.

In einem Aufruf der Flug-Genossenschaft aus dem September 1945 hieß es u.a.:

„Wir haben beschlossen, die Konstruktion eines Schweizerers in Ausführung zu bringen, die sich besonders für das Volksflugzeug eignet und in Kürze gesagt, die Eigenschaften besitzt wie:

„Sicherheit“

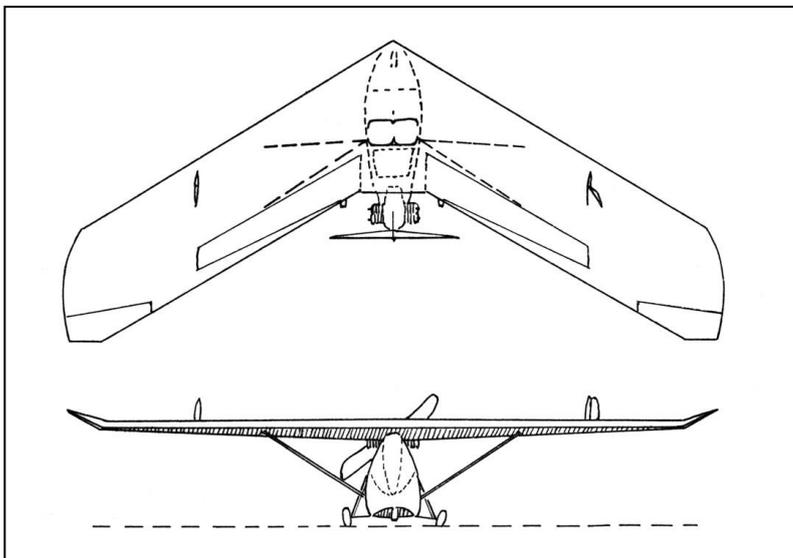
„Einfachheit“

„Wirtschaftlichkeit“,

erzielt durch die Verbesserung und Entwicklung des Tragflügels. Dieses automatisch stabile Klein-Flugzeug mit 50-PS-Motor, 10 m Spannweite und 4,5 m Länge wird als abgestreifter Hochdecker, mit zwei Plätzen nebeneinander, eine Reisegeschwindigkeit von 165 bis 175 km/Std. und eine Landegeschwindigkeit von 60 km/Std. haben.

Außer den beiden Insassen (150 kg und 20 kg Gepäck) können 140 l Benzin mitgenommen werden, was für 10 Flugstunden reicht. Dies würde einem Aktionsradius von 1650 km ohne Zwischenlandung entsprechen.

Der vorgesehene, zum Einbau gelangende amerikanische Flugmotor von 50 PS Dauerleistung konsumiert im Reiseflug (bei 1900 Umdrehungen pro Minute) nur zirka 12 - 14 l gewöhnliches Autobenzin.“



Das „Volksflugzeug“ der Flug-Genossenschaft Zürich aus dem September 1945, konzipiert von Alexander Soldenhoff.

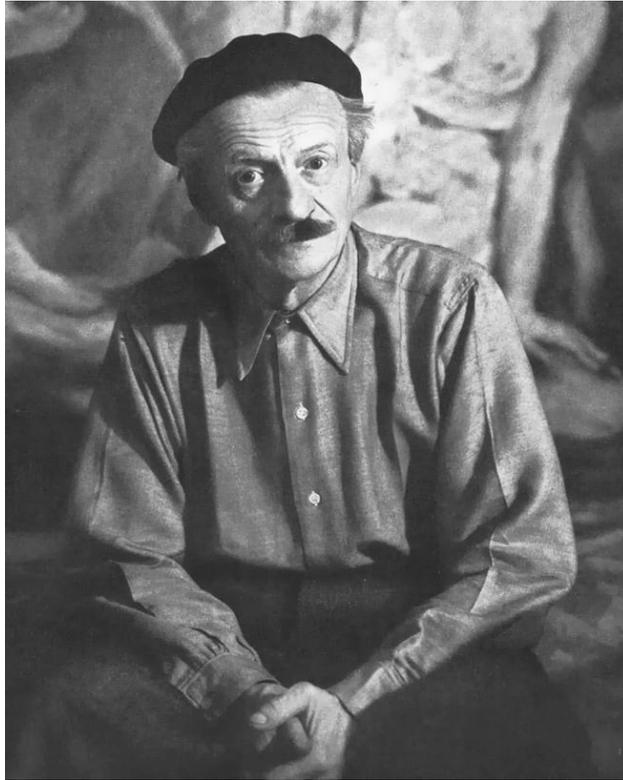
Der Entwurf dieses schweizerischen „Volksflugzeugs“ stammte natürlich von keinem anderen als Alexander Soldenhoff! Die dem Aufruf beigefügte Projektzeichnung zeigt auch typisch Soldenhoffsche Details:

- schwanzloser Pfeilflügel-Hochdecker ähnlich dem Entwurf A 15 (von 1932)
- Seiten- und Quersteuerung durch vertikale Spreizklappen auf den Flügeloberseiten, genau wie bei den Typen A/3 bis A/5
- zusätzlich horizontale Klappen unter den Flügeln zur Quersteuerunterstützung und als Landehilfe, entsprechend Soldenhoffs Steuerklappen-Patent aus dem Jahre 1929.
- Triebwerk mit Druckpropeller im Rumpfheck.

Absolut neu an dem „Volksflugzeug“-Entwurf gegenüber früheren Soldenhoff-Typen waren die Sitzanordnung (nebeneinander) sowie die aufwärtsgebogenen Flügelspitzen nach „Winglet“-Manier (zur Verringerung des Randwiderstands). Die Kabine sollte großzügig verglast werden, das Rumpfbot lag sehr niedrig über dem Erdboden, um den Insassen einen bequemen Einstieg zu ermöglichen. Das Bugradfahrwerk war nicht einziehbar und sollte extrem kleine Reifen erhalten. Zum Antrieb wollte Soldenhoff einen amerikanischen Vierzylinder-Boxermotor benutzen. Der genaue Motortyp wurde in der Projektbeschreibung nicht genannt.

Zu einer Verwirklichung des „Volksflugzeugs“ kam es nicht, vermutlich aus finanziellen Gründen. So blieb auch der letzte Soldenhoff-Entwurf nur ein Projekt.

Alexander Soldenhoff widmete sich nach dieser Episode wieder ganz der Malerei. Er lebte ab 1947 überwiegend in Ascona und verstarb am 9. November 1951 im Alter von 69 Jahren in Zürich.



*Alexander Soldenhoff
in seinem Atelier, eine
Aufnahme aus dem
Jahr 1946.*

Fazit

Der Schweizer Luftfahrthistoriker Dr. Erich Tilgenkamp beurteilt in dem dreibändigen Werk über die Schweizer Fliegerei die Arbeiten seines Landsmannes Soldenhoff in folgender Weise:

Mit ungeheurem Fleiß hatte sich der Künstler in die Materie des Flugzeugbaus eingearbeitet und war auf Grund seiner rastlosen Versuche gefühlsmäßig zu Ergebnissen gekommen, die jeden Fachmann in Erstaunen versetzten. Daß seine Erkenntnisse wesentliche Verbesserungen in Bezug auf die Stabilität und andere Eigenschaften von Kleinflugzeugen ermöglichen, haben die Messungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen hinreichend bestätigt. Leider haftete allem, den Vorarbeiten, den Modellen und selbst den Berechnungen der Mangel einer fachwissenschaftlichen Grundlage an. Um aber des Künstlers Ideen von Grund auf wissenschaftlich durchzuarbeiten, fehlten die Mittel.

Diese Beurteilung trifft in ihren Grundzügen zu, bedarf aber einiger Ergänzungen. Alexander Soldenhoff hatte sich mit dem eigenstabilen, pfeilförmigen Nurflügler ein sehr schwieriges Kapitel des Flugzeugbaus herausgesucht, das selbst ausgewiesenen Fachleuten manch harte Nuß zu knacken gab. Erinnerung sei nur an die Probleme, die Alexander Lippisch zu überwinden hatte.

Daß am Ende des Weges ein lohnenswertes Ziel lag, darauf deuteten u.a. die ausgezeichneten Flugleistungen des Soldenhoff-Typs A/3 hin, der allen konventionell gebauten Flugzeugen mit gleicher Motorleistung deutlich überlegen war.

Das langsame Herantasten an die richtige Flugzeugkonzeption kostete natürlich Zeit. Soldenhoffs Geldgebern fehlte dafür das nötige Verständnis. Sie wollten nach mehreren Jahren ohne Rendite endlich eine angemessene Verzinsung des eingesetzten Kapitals sehen – ein verständlicher und aus ihrer Sicht durchaus gerechtfertigter Wunsch. Eine Kapitalrendite ließ sich aber nur erwirtschaften, wenn ein marktreifes Flugzeug zur Verfügung stand, das in gewissen Stückzahlen mit Gewinn verkauft werden konnte. Das ließ sich in der Kürze der Zeit nicht bewerkstelligen. Je intensiver Soldenhoff versuchte, ein-

zelle Eigenschaften seiner Maschinen zu verbessern, desto mehr verschlechterten sich andere Flugeigenschaften. Mit der So A/3 war der Kulminationspunkt erreicht, die Nachfolgemuster A/4 und A/5 bedeuteten schon einen gewissen Rückschritt.

Soldenhoff hatte außerdem großes Pech, daß er mit seinen Ideen mitten in eine Krisenzeit hineingeriet. Der „Schwarze Freitag“ des Oktober 1929 hatte eine weltweite Rezession nach sich gezogen. Fast allen europäischen Ländern ging es in den Jahren 1930 und 1931 wirtschaftlich ausgesprochen schlecht. In einer solchen Zeit Flugzeuge für den Privatgebrauch verkaufen zu wollen, die von dem gewohnten Erscheinungsbild stark abwichen und zudem noch als fliegerisch „kriminell“ galten, war eine fast unmögliche Aufgabe.

Bei der abschließenden Beurteilung darf auch ein menschliches Problem nicht übersehen werden: Soldenhoffs Gehör hatte im Laufe der Jahre immer mehr nachgelassen, als Folge seiner sportlichen Abhärtung durch Baden im strengen Winter. Ab 1928/29 war er praktisch taub. Jeder Gedankenaustausch, jedes Gespräch konnte nur schriftlich erfolgen. Soldenhoff neigte gegenüber seiner Umwelt zu Mißtrauen und befürchtete ständig, daß hinter seinem Rücken Dinge geschahen, die man ihm verheimlichen wollte. Seine Umgebung mußte viel Verständnis und Geduld aufbringen, um nicht mit ihm aneinanderzugeraten. Unnötig verschärzte sich Soldenhoff mit seiner manchmal aufbrausenden Art das Wohlwollen und die Loyalität selbst engster Mitarbeiter.

So blieb Soldenhoff am Ende der Erfolg und der große Durchbruch versagt. Er mußte mitansehen, wie andere seine Ideen aufgriffen und das verwirklichten, was ihm durch die knappe finanzielle Basis und die unglücklichen Umstände verwehrt geblieben war.



Bau- und Projektbeschreibungen

SOLDENHOFF LF 5

Zweisitziges schwanzloses Sportflugzeug in Holzbauweise mit Sperrholzbeplankung, ausgelegt für Lastenvielfaches von 6. Flügel in Tiefdeckeranordnung mit 37° Vorderkantenpfeilung und einer V-Stellung von 6,5°. Unterschiedliche Profilgebung und abnehmender Anstellwinkel entlang der Spannweite. Flügelhinterkanten im Bereich der Ruder nach oben aufgebogen (nach Zanoia-Art).

Steuerung über zwei horizontale Rudersysteme an den Flügelhinterkanten. Äußere Ruder zur Seitensteuerung, innere Ruder zur Höhen- und Quersteuerung. Keine vertikalen Ruderflächen. Alle Ruder über außenliegende Seilzüge betätigt.

Kurzes Rumpfboot mit zwei Sitzen (Pilot vorn, Begleiter hinten), Benzinbehälter hinter dem Begleitersitz, unmittelbar vor dem Brandschott. Motor im Heck.

Bugradfahrwerk mit Speichenrädern. Hauptfahrgestellhäften über je 3 Streben zum Rumpf hin abgefangen und durch Starrachse miteinander verbunden. Bugrad in einer drehbaren Gabel gelagert.

Luftgekühlter Zweizylinder-Boxermotor Typ Bristol „Cherub III“ (Leistung 32/36 PS, 23,5/26,5 kW) im Heck. Zweiflügliger Druckpropeller aus Holz, Durchmesser 1,50 m.

SOLDENHOFF So. A/3

Zweisitziges schwanzloses Sportflugzeug in Holzbauweise mit Sperrholzbeplankung.

Flügel in Tiefdeckeranordnung mit 33° Vorderkantenpfeilung, keine V-Stellung. Unterschiedliche Profilgebung und abnehmender Einstellwinkel entlang der Spannweite. Flügelhinterkanten im Bereich der horizontalen Ruderflächen nach oben aufgebogen (nach Zanoia-Art).

Seiten- und Quersteuerung über vertikale Spreizklappen auf den Flügeloberseiten, etwa auf halber Spannweite genau im Druckmittel angeordnet. Zur Höhensteuerung normale horizontale Ruder an den Flügelhinterkanten.

Kurzes Rumpfboot mit zwei Sitzen (Pilot vorn, Begleiter hinten). Benzinbehälter hinter dem Begleitersitz, unmittelbar vor dem Brandschott. Hinteres Rumpfteil mit Aluminiumblech verkleidet, Motor im Heck.

Heckradfahrwerk mit Speichenrädern. Hauptfahrgestell mit durchgehender Achse, durch je 3 Streben zum Rumpfvorderteil/Innenflügel hin abgefangen. Heckrad in einer drehbaren Gabel gelagert, mit Bremse versehen, lenkbar über die Seitenruderpedale.

Luftgekühlter Neunzylinder-Sternmotor Typ Salmson 9 Ad mit einer Leistung von 40/46 PS (29/34 kW). Zweiflügliger Druckpropeller aus Holz, Durchmesser 1,60 m, Steigung 1,45 m, hergestellt von der Fa. Gustav Schwarz.

SOLDENHOFF So. A/5

Zweisitziges schwanzloses Sportflugzeug in Holzbauweise mit Sperrholzbeplankung.

Flügel in Tiefdeckeranordnung mit 33° Vorderkantenpfeilung, keine V-Stellung. Unterschiedliche Profilgebung und abnehmender Einstellwinkel entlang der Spannweite. Flügelhinterkanten im Bereich der horizontalen Ruderflächen nach oben aufgebogen (Zanoia-Art).

Seiten- und Quersteuerung über vertikale Spreizklappen auf den Flügeloberseiten, etwa auf halber Spannweite genau im Druckmittel angeordnet. Starre vertikale Stabilisierungsflächen (Endscheiben) auf den Flügelspitzen. Zur Höhensteuerung normale horizontale Ruder an den Flügelhinterkanten.

Kurzes Rumpfboot mit zwei Sitzen (Pilot vorn, Begleiter hinten). Benzinbehälter hinter dem Begleitersitz, unmittelbar vor dem Brandschott. Hinteres Rumpfteil mit Aluminiumblech verkleidet, Motor im Heck.

Bugradfahrwerk mit Scheibenrädern. Bremsbares Hauptfahrgestell mit durchgehender Achse, durch je 3 Streben zum Rumpfheck hin abgefangen. Bugrad mit Ballonbereifung an 6 Streben unter dem Rumpfvorderteil drehbar angeordnet.

Luftgekühlter Neunzylinder-Sternmotor Typ Salmson 9 Ad mit einer Leistung von 40/46 PS (29/34 kW). Zweiflügliger Druckpropeller aus Holz, hergestellt von der Firma Hugo Heine.

SOLDENHOFF So. B (1932)

Zweisitziges schwanzloses Transport- und Postflugzeug in Holzbauweise mit Sperrholzbeplankung.

Flügel in Tiefdeckeranordnung mit 37° Vorderkantenpfeilung, V-Stellung 6°. Unterschiedliche Profilgebung und abnehmender Einstellwinkel entlang der Spannweite. Flügelhinterkanten im Bereich der Horizontalruder nach oben aufgebogen (Zanonia-Art).

Seiten- und Höhensteuerung vermutlich kombiniert über horizontal angeordnete Ruder an den Flügelhinterkanten.

Rumpf in den Mittelflügel integriert, nur die hintenliegende Motorpartie ragte aus dem Flügelprofil heraus und besaß Abdeckungen aus Aluminiumblech. Zwei Sitze (Pilot vorn, Begleiter hinten), zwischen denen sich der Laderaum (Höhe 69 cm) befand. Benzinbehälter hinter dem Begleitersitz, unmittelbar vor dem Brandschott.

Bugradfahrwerk mit Scheibenrädern. Bremsbares Hauptfahrgerüst mit durchgehender Achse, durch je 3 Streben zum Rumpfheck hin abgefangen. Bugrad mit Ballonbereifung an 6 Streben unter dem Rumpfvorderteil drehbar angeordnet.

Luftgekühlter Vierzylinder-Reihenmotor Hirth HM 60 mit einer Leistung von 60/65 PS (44/48 kW) in Heckanordnung. Zweiflügliger Druckpropeller aus Holz.

SOLDENHOFF So. C (Ausführung mit 3 Triebwerken)

Schwanzloses Verkehrsflugzeug für 30 Passagiere und 5 Mann Besatzung. Komplette Zelle im Mittelflügelbereich in Metallbauweise ausgeführt, Doppeldecker-Außenflügel in Holzbauweise mit Stoffbespannung.

Nurflügel-Tragwerk mit 35° Vorderkantenpfeilung. Der dicke Mittelflügel war 21 m breit und 10 m tief, seine Bauhöhe betrug 2,40 m. Daran angelenkt auf beiden Seiten doppeldeckerartige Außenflügel mit relativ dünnem Profil und etwa 5° V-Stellung. Seiten- und Höhensteuerung vermutlich kombiniert über horizontal angeordnete Ruder an den Hinterkanten der Außenflügel.

Der Mittelflügel war im Innern zur Unterbringung von Passagieren, Besatzung und Gepäck/Fracht ausgelegt. Beide Passagierkabinen links und rechts der Mittelachse besaßen jeweils eine größte Innenhöhe von 2,16 m, waren 2,75 m breit und etwa 9 m tief. Seitliche Fensterreihen sowie Fenster in der Flügel Nase erlaubten freie Sicht nach draußen. Weitere Fenster in der Kabinendecke (d.h. auf der Flügeloberseite) sorgten für zusätzliches Außenlicht in den Kabinen. Die Flugzeugführer saßen im Bug der Maschine, ihre Kanzel war durch einen mannshohen Mittelgang mit den Räumen für die übrige Besatzung im hinteren Mittelflügel verbunden, völlig getrennt von den Fluggastbereichen.

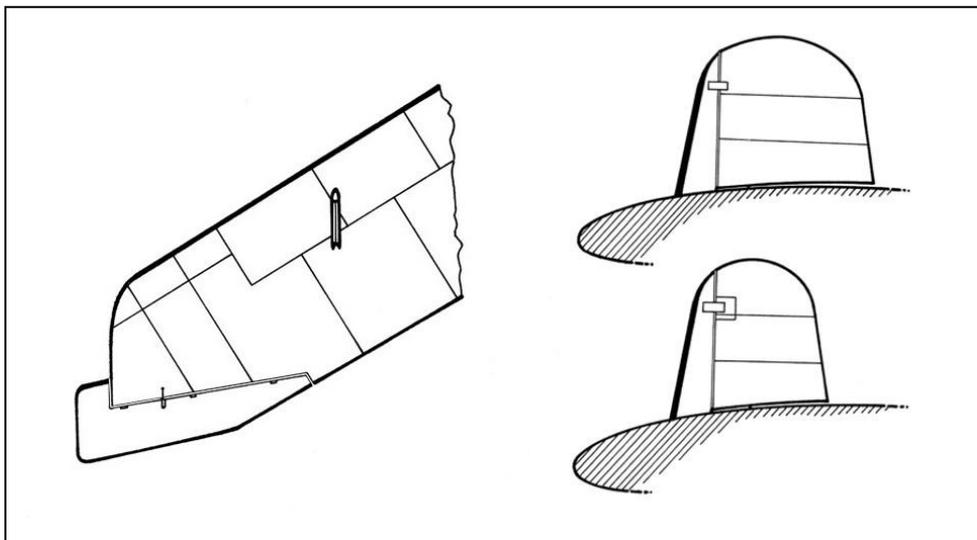
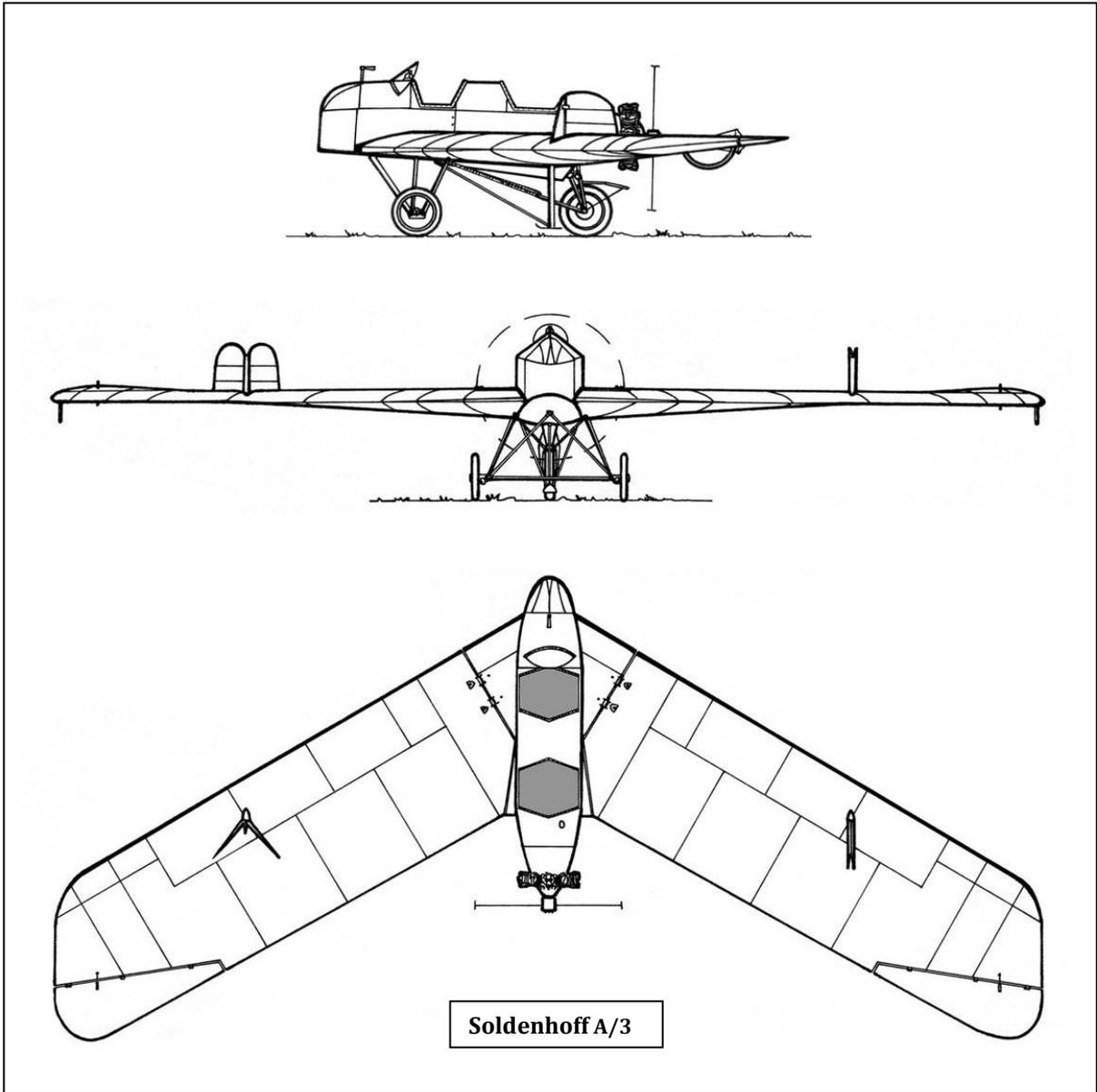
Abgestrebtes Bugradfahrwerk mit strömungsgünstiger Verkleidung, alle drei Fahrwerkseinheiten waren mit Doppelrädern ausgerüstet und Ballonbereifung versehen. Das vordere Fahrgerüst konnte zur Kontrolle während des Fluges hochgezogen werden.

3 Motoren waren im/auf dem hinteren Teil des Mittelflügels angeordnet und während des Fluges vom hinteren Besatzungsraum aus für Wartungszwecke frei zugänglich. Mittelmotor mit 800 PS (588 kW) Leistung und seitliche Motoren mit je 450 PS (331 kW); alternativ ließen sich auch 3 Triebwerke á 550-600 PS verwenden. Treibstoffbehälter für 10 h Flugdauer in größtmöglicher Entfernung von den Motoren eingebaut.

SOLDENHOFF SL 1

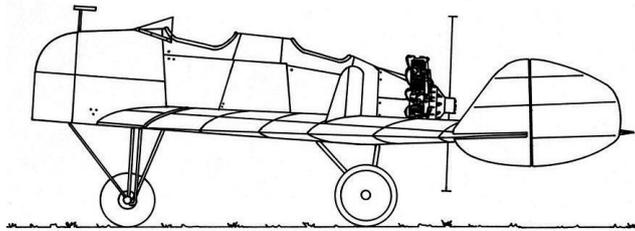
Von dem letzten gebauten Soldenhoff-Typ ist leider keine authentische Baubeschreibung aus der damaligen Zeit (also 1935/36) überliefert. Man kann aber davon ausgehen, daß der Aufbau der SL 1 und die verwendeten Materialien ganz ähnlich wie bei der A/5 waren.

Zur Seiten-/Quersteuerung dienten wieder vertikale Spreizklappen, in typischer Soldenhoff-Manier auf den Flügeloberseiten angebracht. Zusätzliche Seitenflossen hatte die Maschine nicht. Zur Höhensteuerung wurde der komplette hintere Teil des Außenflügels gehoben oder gesenkt – also gleichsam „verwunden“. Dies geschah mechanisch über rohrförmige Steuerwellen, die komplett innerhalb des Flügels verliefen. Der Drehpunkt der Verwindung lag etwa beim Hinterholm, der maximale Ausschlag der zungenartigen Fortsätze an den Außenflügel-Hinterkanten betrug rund 5 cm.



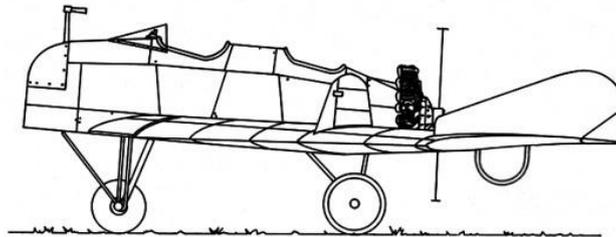
Änderungen an der A/3 im Laufe der Flugerprobung:
(links): vergrößerte Ruderflächen an den Außenflügeln,
(rechts): Fläche der Spreizklappen verkleinert.

Soldenhoff A/4

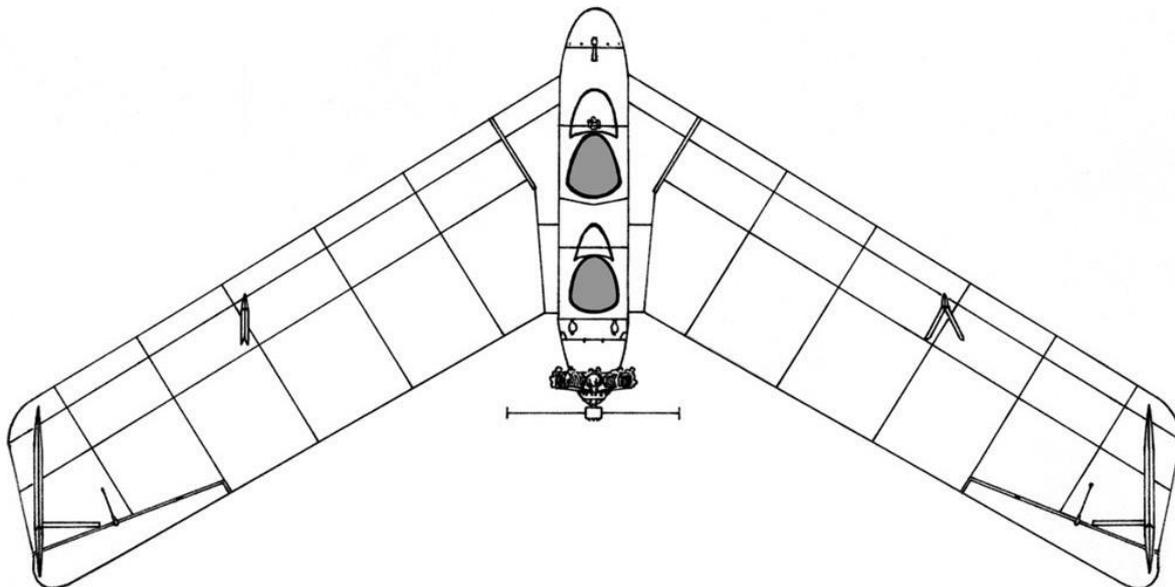
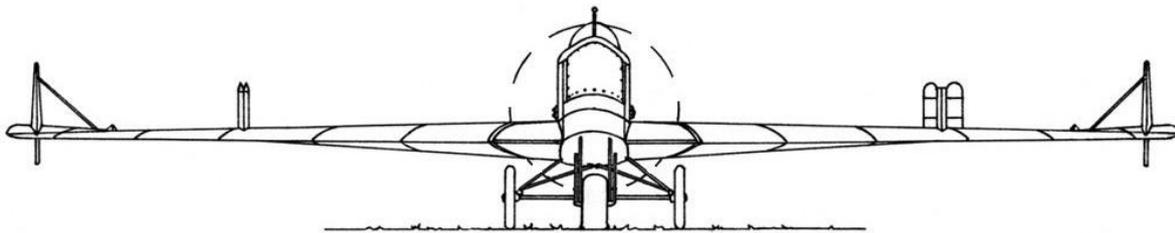
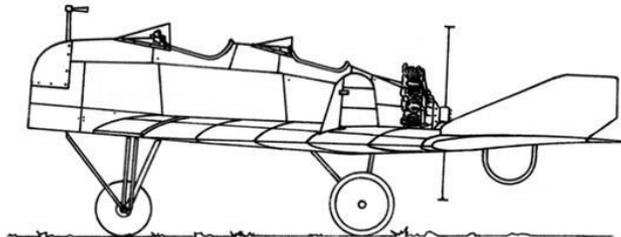


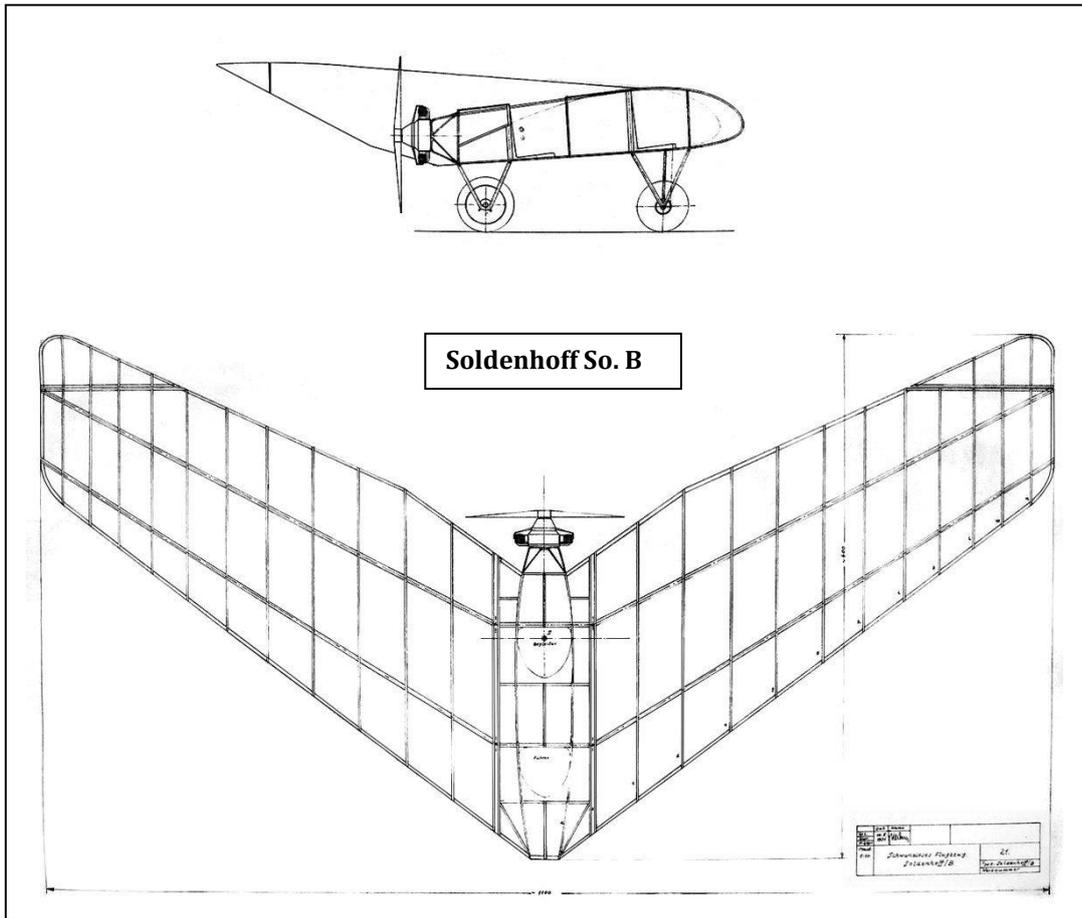
Die A/4 mit großen Flügel-Endscheiben, bestehend aus fester Dämpfungsflosse und beweglicher Ruderfläche, September 1931

Soldenhoff A/5

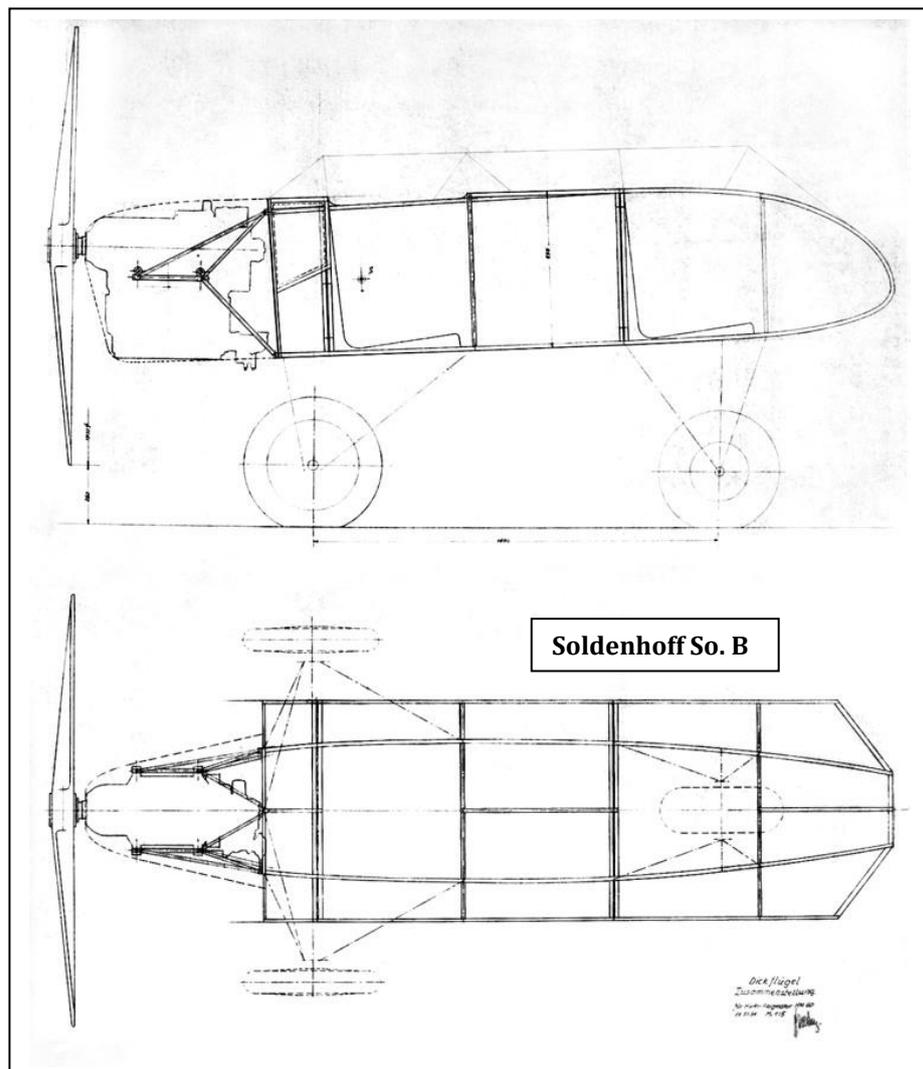


Die A/5 besaß anfangs Stabilisierungsflossen mit runder Oberkante, die auf den Flügelspitzen angebracht waren. Später erhielten die Flossen eine eckige Umrißform, und vor dem hinteren Sitz wurde auch ein Windschutz angebracht.



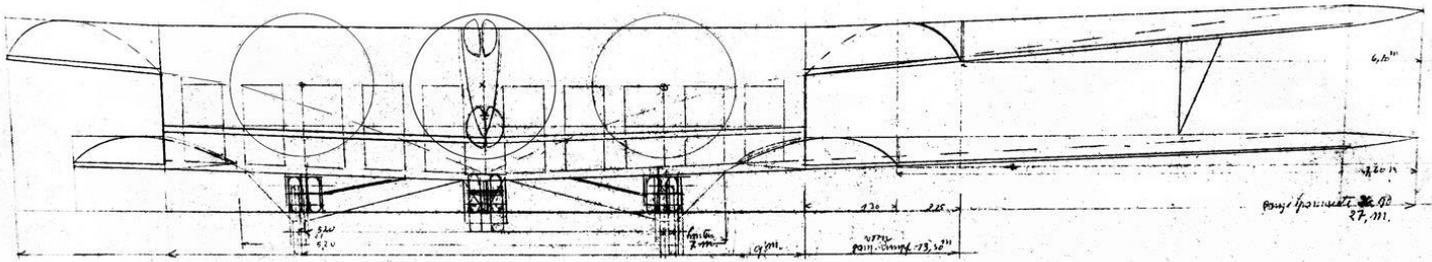


Soldenhoff So/B mit Salmson-Motor Typ 9 Ad. Übersichtszeichnung des konstruktiven Aufbaus Nr.21, datiert 20.5.1931 und unterschrieben von Friedmann.



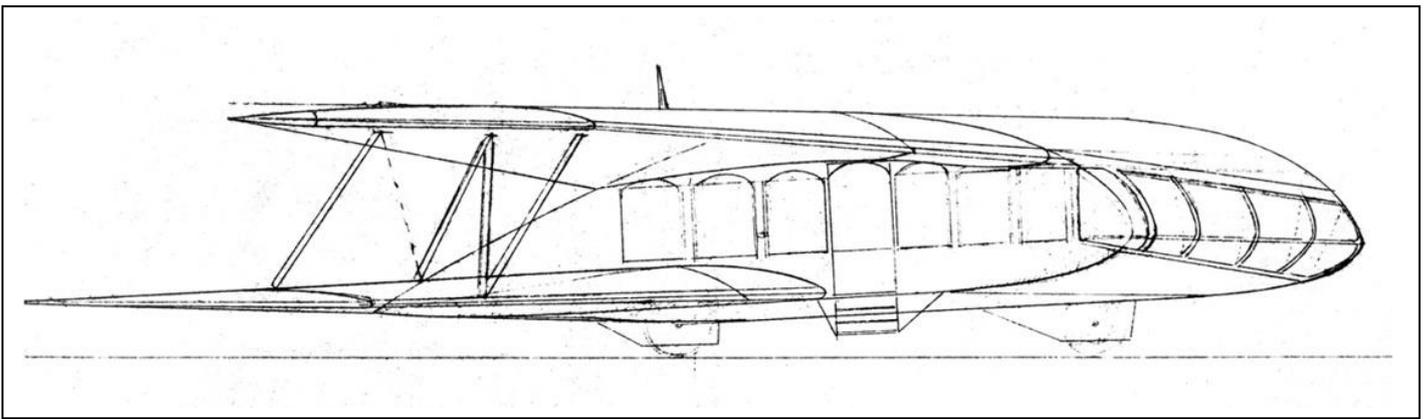
Soldenhoff So/B mit Hirth HM 60-Motor. Zeichnungsdatum 11. und 12.11.1931, unterschrieben von Friedmann. Schematisch angedeutet ist in der Seitenansicht die durchgehende Kabinenhaube, welche das Flugzeug für die Teilnahme am Europaflug 1932 erhalten sollte.

Soldenhoff So. C

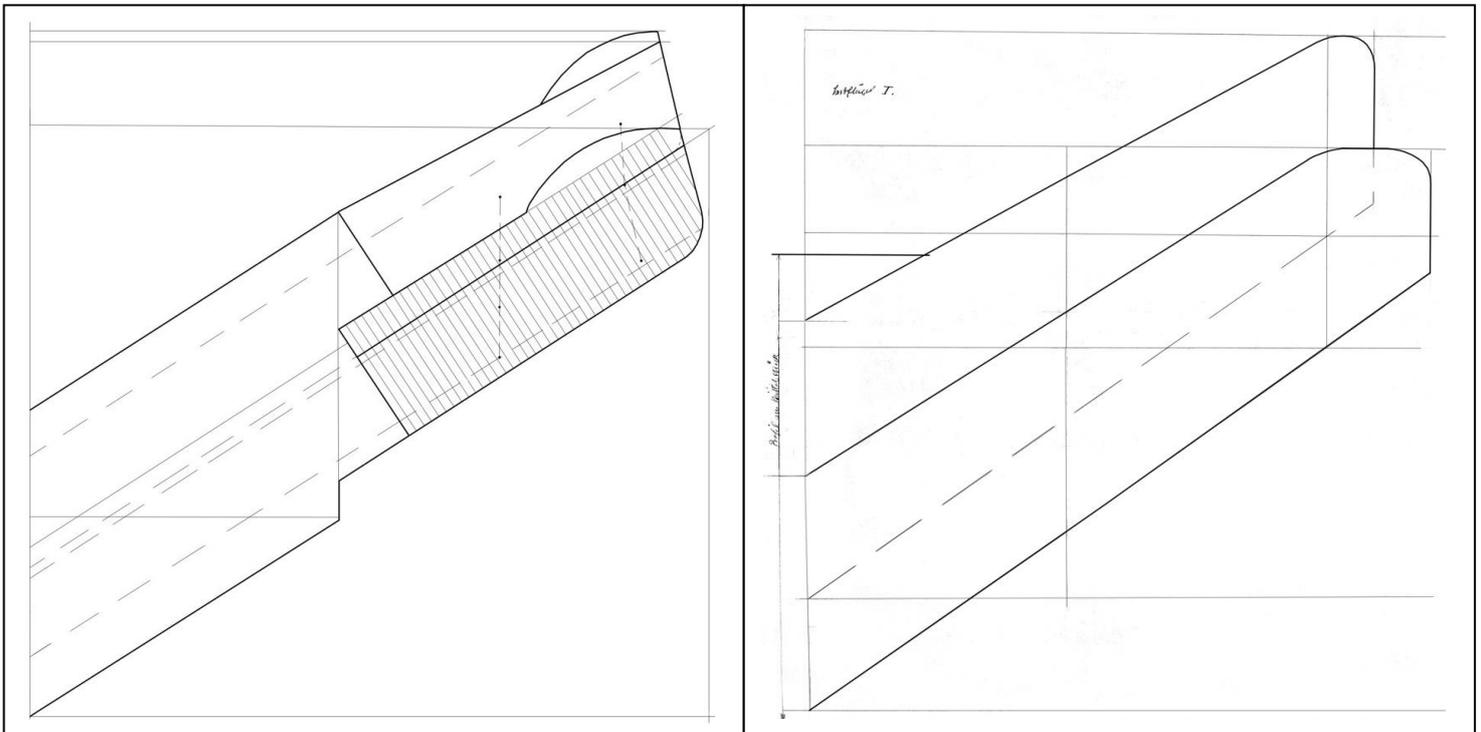


Von dem Lastenflügler sind nur einzelne Originalzeichnungen erhalten geblieben.

Die bemaßte Frontansicht (oben) zeigt eine dreimotorige Version von 27 m Spannweite. Die Seitenansicht (unten) enthält leider keine Maße, auch fehlt jede Andeutung einer Führerkanzel.

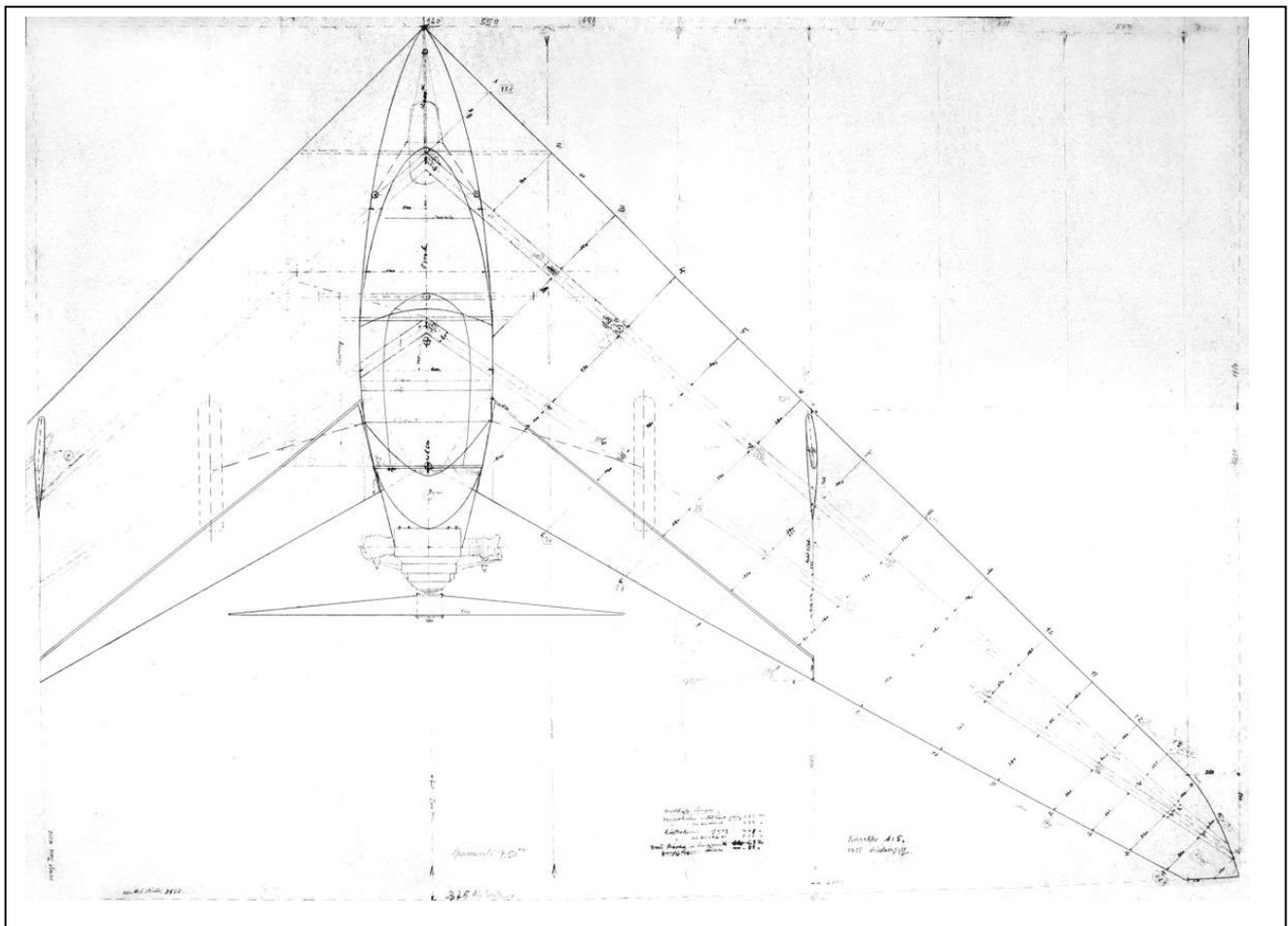
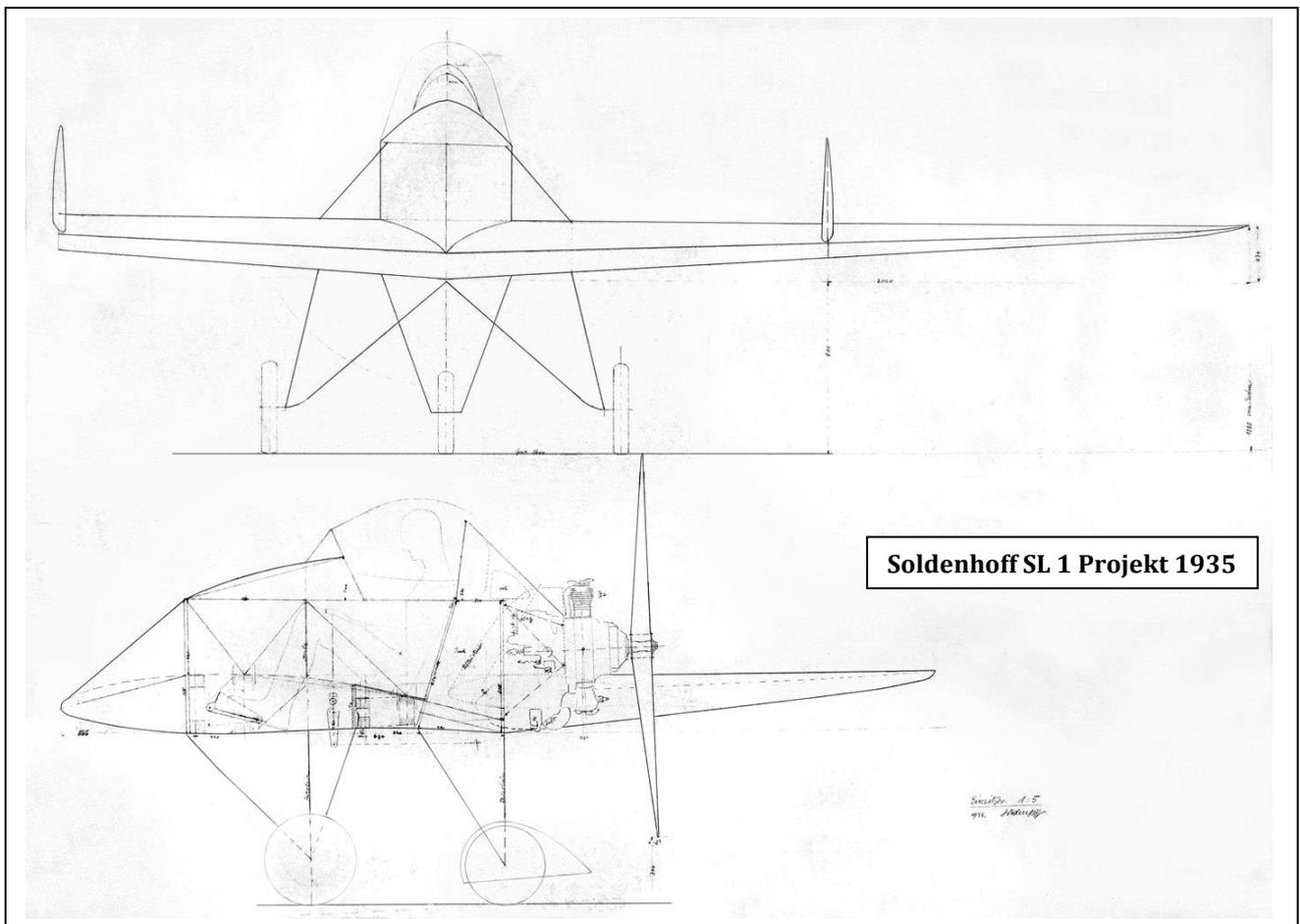


Soldenhoff So. C

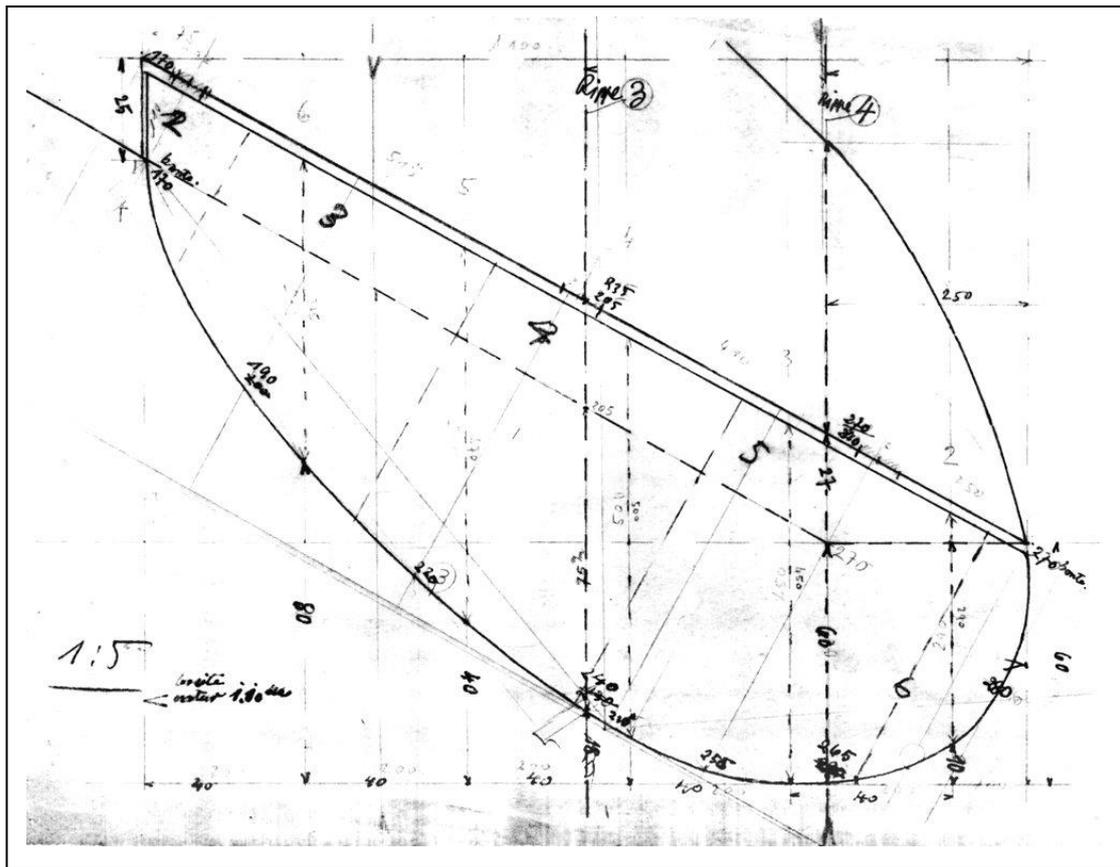


Zwei Übersichtszeichnungen von unterschiedlichen Tragwerk-Auslegungen des Lastraumflüglers. Die Außenflügel sind jeweils in Doppeldecker-Anordnung gehalten.

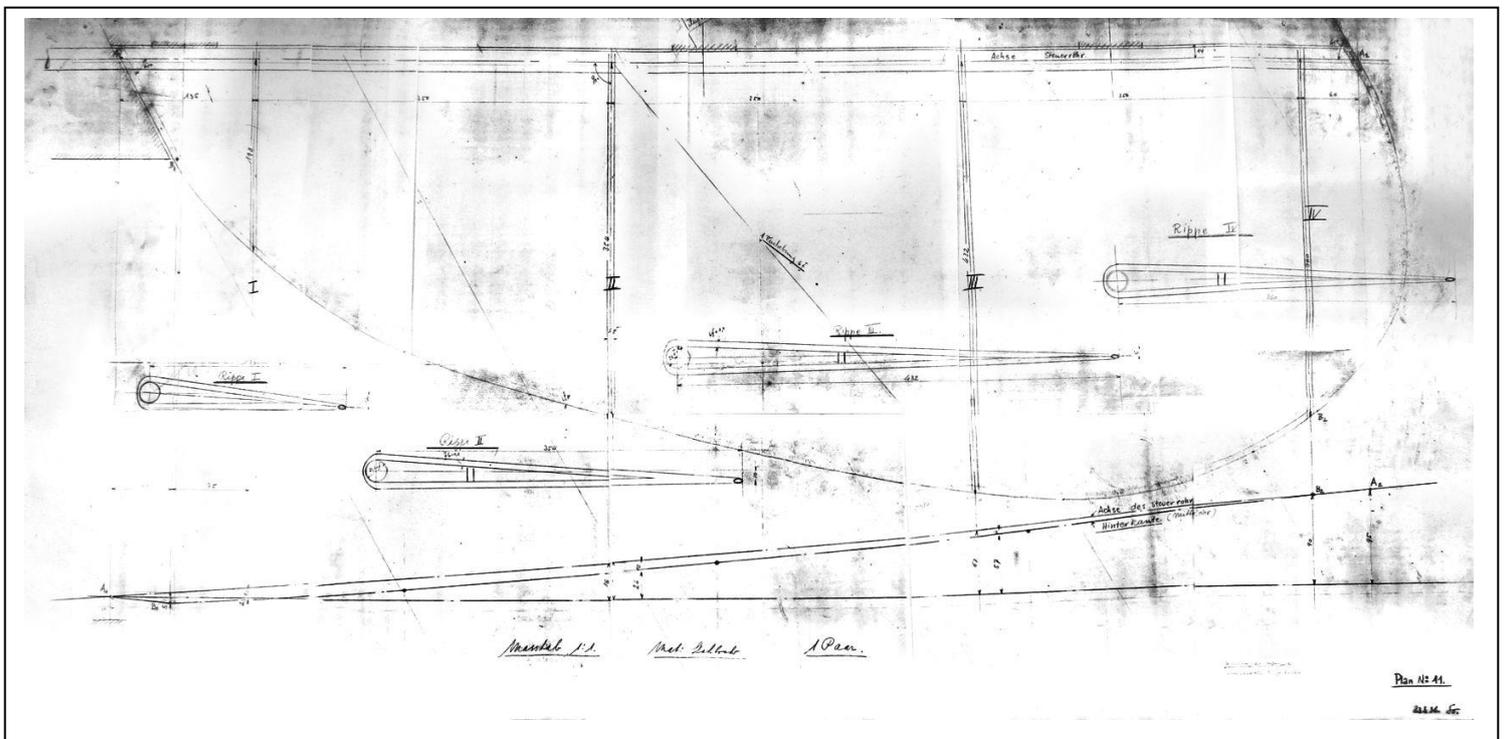
Bei der linken Darstellung scheint es sich um die komplette Backbordhälfte der Zelle zu handeln, allerdings ohne Triebwerkeinbauten, Fenster und Führerkanzel. In der rechten Zeichnung sind offenbar nur die Außenflügel dargestellt.



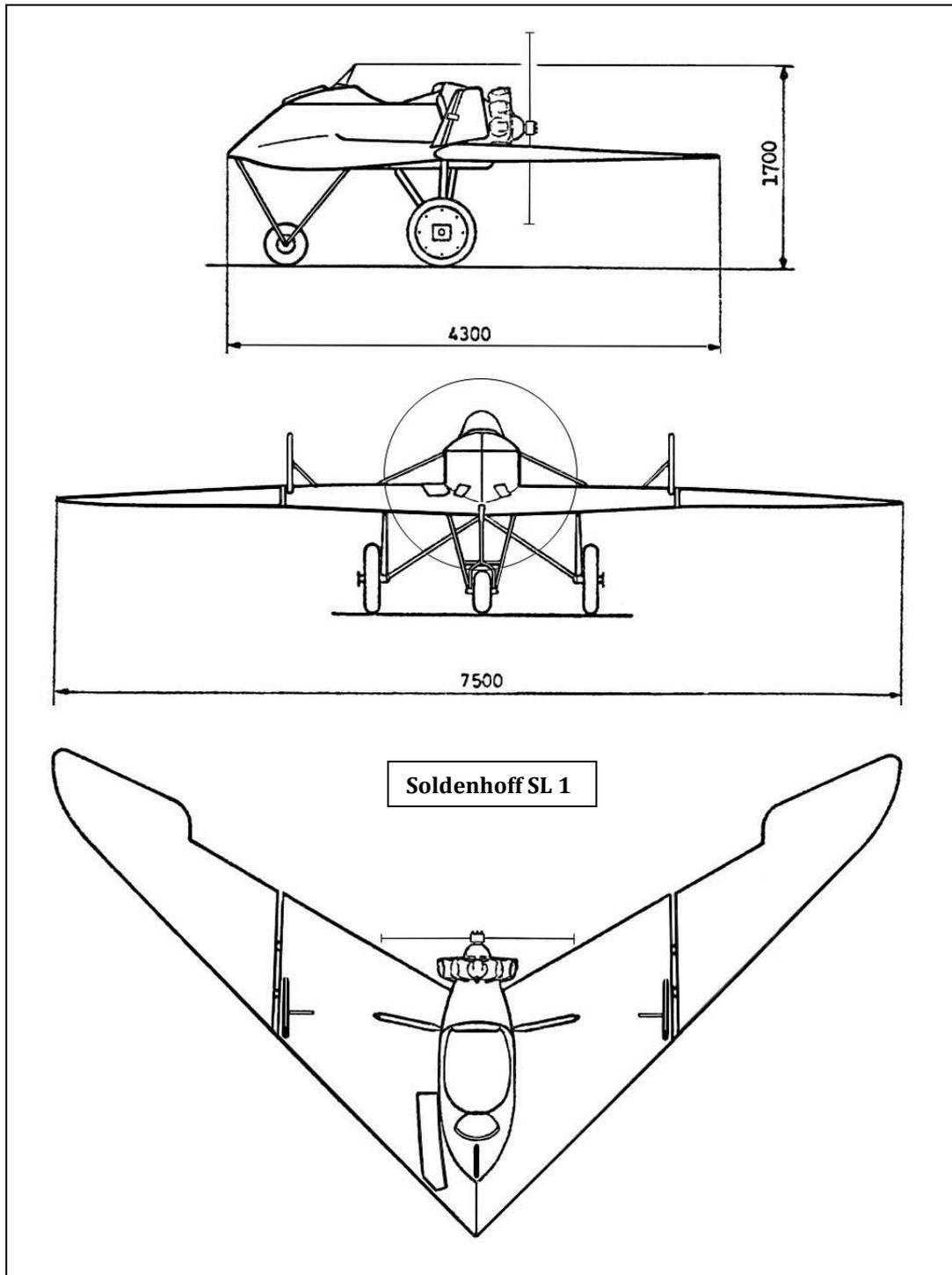
Konstruktionszeichnungen der späteren Soldenhoff SL-1, erstellt im Zeitraum Mai – September 1935. Zur Höhensteuerung dienten trapezförmige Klappen an den Hinterkanten der Innenflügel. Für die Seiten- und Quersteuerung sollten wieder die typischen senkrechtstehenden Spreizklappen auf dem Tragdeck eingesetzt werden. Gut erkennbar sind die wahlweise anzubringende Kabinenhaube und die strömungsgünstigen Radabdeckungen.



Soldenhoff SL 1, März 1936



Diese beiden Konstruktionspläne für die neukonzipierte Höhensteuerung der SL-1 an den Flügelenden stammen aus der Zeit nach den Windkanalversuchen im Januar 1936. Die untere Zeichnung (Plan No.11) trägt das Datum 23.3.36. Trotz ihrer schlechten Qualität läßt sie erkennen, daß die (Höhen-) Verwindungsflächen nicht über Steuerseile bewegt wurden, sondern mithilfe von rohrförmigen Steuerwellen (wie bei einem Schiffsruder), in der Zeichnung als „Steuerrohr“ benannt.



*Diese Dreiseitenansicht der **SL-1** entstand auf Basis der schweizerischen Übersichtszeichnung C-15028, die ihrerseits irgendwann nach dem Zweiten Weltkrieg im Auftrag der Direktion Abteilung der Militärflugplätze in Dübendorf angefertigt wurde, und zwar anhand der Originalmaschine (die bis Juni 1979 in einem Hangar des Militärflugplatzes Dübendorf eingelagert war). Aus dieser Zeit stammt auch die gutgemeinte Typenbezeichnung „S-5“ auf der Zeichnung, die aber leider verkehrt ist.*

Die offenen Spalte zwischen Innen- und Außenflügeln sind auch auf damaligen Schwarzweißfotos gut erkennbar, aber welchen praktischen Sinn sie hatten, ist unbekannt. Während auf der Zeichnung noch in den Spalten der Verlauf der beiden Flügelholme angedeutet ist, zeigen die nach abgeschlossener Restaurierung angefertigten Farbfotos, daß man diese Spalten jetzt komplett überklebt bzw. abgedeckt hat. Die Bespannung der Flügel ist durchgängig über die gesamte Flügeloberfläche gezogen.

Zeittafel Alexander Soldenhoff

1882	13. September	Alexander Leo Soldenhoff in Genf geboren.
1905		Zeichenlehrer in Glarus.
1908		Übersiedlung nach Frankfurt/Main, Bühnenmaler am Stadttheater, später Werkstättenleiter. Erste Versuche mit Flugmodellen.
1909		ILA in Frankfurt/Main, Flugvorführungen von Bleriot. Versuche mit gepfeilten Papiermodellen.
1912	21. September	Patent auf ein „Flugzeug mit pfeilförmig angeordneten Tragflächen“.
1914	August	Rückkehr in die Schweiz.
ab 1915		Versuche mit Pfeilflügel-Hanggleitern in Linthal (Kanton Glarus).
1925		Bau des Segelflugzeugs SA-2 „Pfeil“.
	November	Bildung der „Interessengemeinschaft Soldenhoff-Leichtflugzeug“.
	Dezember	Vorstellung des „Kleinflugzeugs für Jedermann“.
	4. Dezember	Patent auf einen „Stufenflügel“.
1926	Frühjahr	Baubeginn des ersten Motorflugzeugs VA I in Soldenhoffs Zürcher Atelier.
	April	Modellmessungen im Windkanal der AVA Göttingen.
	August	SA-2 „Pfeil“ gemeldet für den schweizerischen Segelflugwettbewerb am Gottschalkenberg.
1927	29. Juni	Erstflug und Absturz des Soldenhoff VA I in Dübendorf, Pilot F. Gerber.
	September	Verhandlungen mit GMG über den Bau des VA II im Lohnauftrag.
	Oktober	Modellmessungen im Windkanal der AVA Göttingen.
	6. Dezember	Errichtung des „Kleinflugzeug-Konsortiums Soldenhoff“ in Zürich.
1928	9. März	Patent auf einen „Profilflügel“.
	Frühjahr	Pläne zur Errichtung einer eigenen Flugzeugbaufirma im Kanton Glarus.
	Juni	Verhandlungen in England mit der Firma Fairey.
	August	Teilnahme am Rhön-Segelflugwettbewerb mit der „Bülbül I“.
	1. Oktober	Gründung des „Flugzeug-Konsortiums Soldenhoff“ als einfache Gesellschaft O.R. (d.h. nach schweizerischem Obligationen-Recht).
	20. Oktober	Abschluß des Werkvertrags mit Langguth und Friedmann über Konstruktion und Bau der LF 5.
1929	24. Januar	Patent auf den „Steuerklappen-Flügel“.
	April	Baubeginn der LF 5 in Berlin. Anmeldung der LF 6 zum Europarundflug.
	Juni	Soldenhoff übersiedelt von Zürich nach Berlin.
	Juli	Ausstellung der LF 5 auf der Olympia Aero Show in London.
	September	Umzug von Berlin nach Düsseldorf zum Espenlaub-Flugzeugbau.
	22. Oktober	Erstflug der LF 5 unter G. Espenlaub in Düsseldorf.
	25. Oktober	Öffentliche Vorführung der LF 5 in Berlin.

1929	Dezember	Außerdienststellung der LF 5.
1930	Januar	Baubeginn der So. A/3
	Februar	Gründung einer Aktiengesellschaft kommt nicht zustande. Entwurf eines 5-motorigen Nurflügel-Verkehrsflugzeugs.
	ca. März	Prof. Jules Suter übernimmt die Geschäftsführung des Soldenhoff-Konsortiums.
	12. April	Anmeldung des Patents „Flügelkonstruktion“.
	Mai	Dickflügel-Projekt So. B erstmalig erwähnt.
	23. Mai	Patent auf den „Lastraumflügler“.
	Sommer	Entwürfe für den Lastraumflügler So. C
	31. Juli	Erstflug der So. A/3 unter A. Riediger in Düsseldorf.
	8. August	Vorläufige Zulassung D-1923 für die A/3.
	10. August	Absturz der A/3 in Düsseldorf.
	1. September	Umzug nach Böblingen, Errichtung eines eigenen Betriebs.
	September	Gründung einer Aktiengesellschaft scheitert erneut, das Konsortium firmiert fortan als Soldenhoff Aero-Gesellschaft (SAG).
	Ende Sept.	Baubeginn der So. A/4.
	Oktober	Baubeginn der So. A/5.
Dezember	Baubeginn der So. A/6. Projekt eines billigen Einsitzers als „Volksflugzeug“.	
1931	19. Januar	Erstflugversuch der A/4 unter A. Riediger endet mit einem Überschlag.
	27. Februar	Beginn der Rollversuche mit der A/4 durch R. Kern.
	31. März	Außerordentliche Gesellschafterversammlung der SAG in Zürich.
	Mai	Konstruktion der So. B abgeschlossen.
	16. Mai	A/5 flugfertig
	19. Mai	Beginn der Rollversuche mit der A/5 durch H. Eisenmann.
	Juni	Angebot an das Militärdepartement Bern zur Entwicklung eines Schulflugzeugs, eines Jagdeinsitzers und eines Großraumtransporters.
	27. Juni	A/4 nach Umbau wieder flugklar.
	15. Juli	Erstflug der A/5 unter G. Espenlaub.
	22. Juli	Erstflug der A/4 unter G. Espenlaub.
	15. August	Vorläufige Zulassung D-2156 für die A/5.
	22. August	Erste Vorführung der A/5 in der Schweiz. Vorführung eines großen Freiflugmodells der So. C in Zürich.
	26. September	Zweite Vorführung der A/5 in der Schweiz.
	17. Oktober	Außerordentliche Gesellschafterversammlung der SAG in Zürich, Prof. Suter als Geschäftsführer abgesetzt, neuer Geschäftsführer M. Hagner.

1931	November	Schließung des SAG-Betriebs in Böblingen. Verhandlung mit Dornier über den Bau der So. C in Friedrichshafen.
	16. November	Soldenhoff seines Postens als Technischer Leiter der SAG enthoben.
	Dezember	Soldenhoff sucht Kapitalgeber für die Gründung einer „Soldenhoff Flugzeugbau GmbH“, um die Muster So. B und So. C zu bauen. Übernahme des Böblinger SAG-Betriebs geplant.
	8. Dezember	Eröffnung des Konkurses über die SAG beantragt.
	21. Dezember	Gesellschafterversammlung der SAG in Zürich, sog. „Liquidations-Kommission“ nimmt ihre Arbeit auf.
1932	1. März	Gründung der Aviatia AG, Geschäftsführer M. Hagner.
	3. März	Vereinbarung zwischen Aviatia AG und Soldenhoff.
	10. Mai	Rückkehr Soldenhoffs in die Schweiz.
	August	A/4 und A/5 immer noch in Böblingen festgehalten.
	30. August	Gesellschafterversammlung der SAG.
	6. September	Soldenhoff kündigt die Vereinbarung mit der Aviatia AG fristlos auf.
	September	Soldenhoff sucht erneut Kapitalgeber für den Bau der So. B.
	Dezember	Projekt So A.15
1933	Dezember	Anfrage bei Hirth nach Unterlagen über die Motoren HM 150 und HM 150 U.
1934	Mai	Aviatia AG geht in Liquidation.
	August	Anfrage bei Argus nach Unterlagen über die Motoren As 8 B und As 17.
1935	Mai	Einsitzer- und Zweisitzer-Projekte.
	4. September	Konstruktionsbeginn des Einsitzers SL 1 in Langenthal.
1936	Januar/Februar	Windkanalmessungen an einem SL 1-Modell in der ETH Zürich.
	Frühjahr	Baubeginn der SL 1 in Langenthal.
	Sommer	Rollversuche mit der SL 1 in Langenthal unter Wolfram Soldenhoff, dabei Maschine beschädigt.
1937	Frühjahr	Einstellung der Flugversuche mit der SL 1.
	Juli	Kampfflugzeugprojekt als schwanzloser Pfeildoppeldecker.
1938		Löschung der Aviatia AG im Schweizer Gesellschaftsregister.
1943	Herbst	Gründung der „Pioniengesellschaft für das Flugwesen“ in Zürich, Soldenhoff gehört zu den Gründungsmitgliedern.
1945	September	Vorstellung von Soldenhoffs Projekt „Volksflugzeug“ durch die Flug-Genossenschaft Zürich.
1951	9. November	Alexander Soldenhoff in Zürich verstorben.

Lebenslauf Anton Riediger

1899	geboren am 5. Dezember in Sofia (Bulgarien).
1917	Im Frühjahr zum österreich-ungarischen Heer eingezogen, dann zur Fliegertruppe versetzt (Fliegerkomp. 71).
1918	Fronteinsatz in Norditalien (Raum Piave - Venedig).
1923	Segelflugzeugbau in Ebingen/Württ., Durchführung von Segelflügen.
1926	Kauf des ersten Motorflugzeugs (Klemm-Daimler L 20 B I, Zulassung D-980).
1927	Teilnahme an zahlreichen Flugtagen in Deutschland, Vorführung der D-980 in Skandinavien mit Beteiligung am Internationalen Flugturnier Kopenhagen. Teilnahme am Rheinischen Flugturnier in Köln sowie am Internationalen Flugmeeting in Zürich.
1928	Beteiligung am Rheinischen Flugturnier und am Deutschen Zuverlässigkeitsflug.
1929	Im April Kauf des zweiten Motorflugzeugs (Klemm VL 25 Ia, Zulassung D-1603). Mitwirkung bei zahlreichen Flugtagen, erfolgreiche Teilnahme am DLV-Zuverlässigkeitsflug.
1930	Im Januar Durchführung der ersten Winterlandung auf dem Feldberg/Schwarzwald. Einfliegertätigkeit bei Soldenhoff.
1933	Fluglehrer in Böblingen.
1936	Leiter der Fliegerschule in Freiburg/Br.
1938	Leiter der Flugzeugführerschule C (Blindflugschule) in Killiansdorf. Ernennung zum Flugkapitän.
1939	Abnahmeflieger für das RLM (Versuchs- und Erprobungskommando).
1945	Gefangenschaft (bis 1947).
1951	Nachdem der Segelflug in Deutschland wieder erlaubt ist, Fluglehrer und Sachverständiger für Segelflug.
1952	Erwerb eines neuen Motorflugscheins in der Schweiz.
1955	Nach der Wiederzulassung des Motorflugs in Deutschland Leiter des ersten Nachkriegslehrgangs für Flugsachverständige und Fluglehrer in Echterdingen.
1956	als „Traditionswahrer“ in die Gemeinschaft der „Alten Adler“ aufgenommen. Verleihung des „Otto-Lilienthal-Diploms“.
1959	am 10. Oktober bei der Vorbereitung eines Flugtages in Balingen auf dem Klippeneck tödlich abgestürzt.

Bau-Übersicht Soldenhoff

Bau Nr.	Typ	Triebwerk	Zeitpunkt	Informationen
1	VA I	Bristol „Cherub III“ (32/36 PS, 23,5/26,5 kW)	~M 06.1927	Fertigstellung in Dübendorf (b. Zürich).
			29.06.1927	Erstflug in Dübendorf, Flugzeugführer Fritz Gerber. Beim dritten Flug abgestürzt, Maschine zerstört.
2	LF 5 („A/2“)	Bristol „Cherub III“ (32/36 PS, 23,5/26,5 kW)	04.1929	Baubeginn in Berlin.
			~E 06.1929	Fertigstellung.
			08.1929	Bruch während des Einfliegens in Berlin-Tempelhof, Flugzeugführer G. Espenlaub.
			09.1929	Transport der Zelle nach Düsseldorf und Reparatur beim Espenlaub-Flugzeugbau.
			12.10.1929	Beginn des Einfliegens in Düsseldorf.
			22.10.1929	Erster längerer Flug, Pilot G. Espenlaub.
			25.10.1929	Öffentliche Vorführung in Berlin-Tempelhof, am Steuer G. Espenlaub.
11-12.1929	in Düsseldorf außer Dienst gestellt und verschrottet.			
3	So A/3	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	02.1930	Baubeginn in Düsseldorf beim Espenlaub-Flugzeugbau.
			05.07.1930	Endabnahme des fertigen Flugzeugs und Pro-Forma-Verkauf an Anton Riediger.
			16.07.1930	Beginn der Rollversuche.
			31.07.1930	Erstflug in Düsseldorf unter Anton Riediger.
			08.08.1930	Vorläufige Zulassung als D-1923.
			10.08.1930	Absturz in Düsseldorf. Flugzeugführer Riediger schwer verletzt, Maschine zerstört.
4	So A/4	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	09.1930	Baubeginn in Böblingen.
			16.01.1931	Fertigstellung.
			19.01.1931	Erstflug unter Anton Riediger mit Begleiter Anton Thumm. Bei der Landung Überschlag, Maschine leicht beschädigt.
			27.02.1931	Reparatur beendet, Wiederaufnahme der praktischen Erprobung unter Flugzeugführer Richard Kern.
			23.03.1931	Erster „Luftsprung“ von 100 - 200 m Länge, Pilot R. Kern.
			30.04.1931	Letzter Startversuch unter Richard Kern.
			22.07.1931	Erstflug unter Gottlob Espenlaub in Böblingen.

Bau Nr.	Typ	Triebwerk	Zeitpunkt	Informationen
4	So A/4	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	08-10.1931	Versuche mit Flügel-Endscheiben zur Verbesserung der Kursstabilität.
			10.1931	Maschine in Böblingen gepfändet und abgestellt.
			>12.1932	A/4 immer noch in Böblingen abgestellt.
			11.1933	A/4 letztmalig erwähnt, weiterer Verbleib unbekannt.
5	So A/5	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	10.1930	Baubeginn in Böblingen.
			16.05.1931	Maschine flugklar.
			19.05.1931	Beginn der Rollversuche, Pilot Heinrich Eisenmann
			15.07.1931	Erstflug unter Gottlob Espenlaub.
			15.08.1931	Vorläufige Zulassung für den Luftverkehr als D-2156, befristet auf 3 Monate.
			08+09.1931	Vorfürhungen in der Schweiz.
			10.1931	Maschine in Böblingen gepfändet und abgestellt.
			14.11.1931	Vorläufige Zulassung D-2156 erloschen.
			08.1932	A/5 immer noch in Böblingen abgestellt.
11.1933	A/5 letztmalig erwähnt, weiterer Verbleib unbekannt.			
6	So A/6	Armstrong-Siddeley „Genet“ (65/75 PS, 48/55 kW)	12.1930	Beginn der Teilefertigung in Böblingen.
			E 03.1931	Einstellung der Arbeiten, über 50 % der Teile bereits fertig.
			~1932	alles Material für die A/6 verschrottet.
7	SL-1	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	~03.1936	Baubeginn in Langenthal.
			~06.1936	Fertigstellung, Rollversuche unter Wolfram Soldenhoff auf dem Flugplatz Langenthal-Bleienbach.
			A 1937	Flugversuche eingestellt.
			bis 06.1979	abgestellt in einem Hangar des Militärflugplatzes Dübendorf.
			1981	Restauriert im Verkehrshaus der Schweiz ausgestellt.

Zeichenerklärung:

- > mindestens seit
- ~ wahrscheinlich
- A Anfang
- E Ende
- M Mitte

Technische Daten

	So VA I	So LF 5	So A/3	So A/5	
Spannweite	8,20	10,00	10,00	10,00	m
Länge	4,80	4,80	4,80	5,05	m
Aerodynamische Fläche	12,0	17,5	17,5	17,5	m ²
Leergewicht (Leermasse)		200 – 240	260	360 ¹⁾	kg
Fluggewicht (Flugmasse)		400 – 450	520	540	kg
Höchstgeschwindigkeit		167	180-190	190	km/h
Reisegeschwindigkeit		120		160	km/h
Landegeschwindigkeit		40	60	70	km/h
Steigzeit auf 2.000 m			15		min
Steigzeit auf 3.000 m			27	25,4	
Gipfelhöhe			5.600	5.600	m
Reichweite		800 – 1.000	720	800	km
Flugdauer			5	5	h
Triebwerk	Bristol Cherub III (32/36 PS, 23,5/26,5 kW)	Bristol Cherub III (32/36 PS, 23,5/26,5 kW)	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	

	So B (1932)	So C ⁴⁾	SL 1	
Spannweite	11,00	44,60	7,50	m
Länge	5,50	24,00	4,30	m
Aerodynamische Fläche	28,3	473	9,0	m ²
Leergewicht (Leermasse)	325	9.500		kg
Fluggewicht (Flugmasse)	650	17.500		kg
Höchstgeschwindigkeit	>140 ²⁾			km/h
Reisegeschwindigkeit		200		km/h
Landegeschwindigkeit				km/h
Steigzeit auf 1.000 m				min
Gipfelhöhe				m
Reichweite	800 ³⁾	> 2.000		km
Flugdauer	5 ³⁾	10		h
Triebwerk	Hirth HM 60 (60/65 PS, 44/48 kW)	1 x 800 PS + 2 x 450 PS	Salmson 9 Ad (40/46 PS, 29/34 kW)	

1) Rüstgewicht (Rüstmasse).

2) Garantierter Wert, die erreichbare Höchstgeschwindigkeit lag sicherlich um 20% oder mehr höher.

3) bei maximalem Treibstoffvorrat Reichweite 1.400 km, entsprechend 10 h Flugdauer.

4) Version für 30 Passagiere und 5 Mann Besatzung.

Hinweis: Die o.g. Daten basieren hauptsächlich auf Zusammenstellungen von Alexander Soldenhoff bzw. der Soldenhoff-Aero Gesellschaft. Einige Angaben stammen auch aus dem Taschenbuch der Luftflotten von Werner v. Langsdorff, Ausgaben 1931 und 1934, aus dem Flugtechnischen Handbuch von Roland Eisenlohr, Band II, 1936, Kapitel „Nurflügel-Flugzeuge (Schwanzlose Flugzeuge)“ sowie aus Veröffentlichungen in den Zeitschriften Flugsport, Luftwacht und Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt der Jahrgänge 1928 bis 1932.



PATENTSCHRIFT

№ 279895

KLASSE 77h. GRUPPE 5.

AUSGEBEEN DEN 30. OKTOBER 1914.

ALEXANDER SOLDENHOFF IN FRANKFURT A. M.

Flugzeug mit pfeilförmig angeordneten Tragflächen.

Patentiert im Deutschen Reiche vom 21. September 1912 ab.

Gegenstand der vorliegenden Erfindung ist ein selbststabiles Flugzeug. Es sind bereits Flugzeuge dieser Art bekannt, welche pfeilförmig angeordnete Tragflächen besitzen, die in ihren äußeren Teilen negative Einfallwinkel aufweisen. Weiterhin ist es schon vorgeschlagen worden, vorn unter der Tragfläche hinten offene und nach vorn geschlossene, spitz zulaufende Hohlräume anzubringen.

Bei der vorliegenden Konstruktion sind die in bekannter Weise vorn unter einem Winkel aneinanderstoßenden Flügel in ihrem vorderen Teil stark gewölbt, während sie nach hinten allmählich flacher werden und einen negativen Einfallwinkel aufweisen und sodann wieder einen nach außen hin zunehmenden Einfallwinkel besitzen, da ihre kleinsten Neigungswinkel — im Gegensatz zu den bekannten Flügelformen pfeilförmig angeordneter Tragflächen — nicht an den Flügelenden, sondern sich im vorderen Teile derselben gleich hinter den Luftsäcken befinden und also nach außen positiv werden. Unter dem vorderen, stärker gewölbten Teil befindet sich dabei noch ein an sich bekannter, hinten offener Luftsack, der jedoch bisher nur bei ebenen Flügeln Verwendung fand. Durch diese Anordnung wird eine außerordentlich gute Stabilisierung erreicht, wie eingehende Versuche gezeigt haben.

Die beiliegende Zeichnung zeigt eine beispielsweise Ausführungsform eines derartigen Flugzeugs, und zwar ist Fig. 1 eine Ansicht

von der Seite, Fig. 2 eine Ansicht von oben, Fig. 3 und 4 je ein Schnitt nach der Linie A-B und C-D der Fig. 2, und Fig. 5 stellt eine Ansicht von hinten dar.

Die Tragfläche 1 des Flugzeugs ist als eine Dreiecksfläche ausgeführt, die hinten in zwei etwa rechtwinklig zueinander stehende Äste 2 ausläuft. Am Ende dieser Äste sitzen die Seitensteuerflächen 3 und die Höhensteuerflächen 4.

Unter dem vorderen Teil der Tragfläche 1 ist eine zweite Tragfläche 4 angeordnet, die gleichfalls eine dreieckige Gestalt hat und mit ihren Seitenkanten mit der Tragfläche 1 verbunden ist. Da die Tragfläche 1 in der Richtung der Achse des Flugzeugs in der Mitte eine Einsenkung 5 hat, so bildet sie vorn mit der darunter liegenden Tragfläche 4 zwei an sich bekannte Luftsäcke 6, die nach hinten offen sind. Die beiden Äste 2 bilden die Fortsetzung der Wölbung über den Luftsäcken 6 und verjüngen sich nach hinten divergierend und von der Längsachse des Flugzeugs flacher werdend derart, daß sie ihren Rücken nach auswärts neigen und ihre äußere Kante tiefer liegende bleibt. Durch diese eigenartige Ausbildung wird eine ganz außerordentliche Stabilität erreicht.

Der Propeller ist bei 7 zwischen den beiden Ästen 2 der Tragfläche 1 angeordnet; er kann aber auch vorn vor der Spitze des Flugzeugs liegen. Motor und Führersitz werden zweckmäßig in der Einsenkung 5 angebracht.

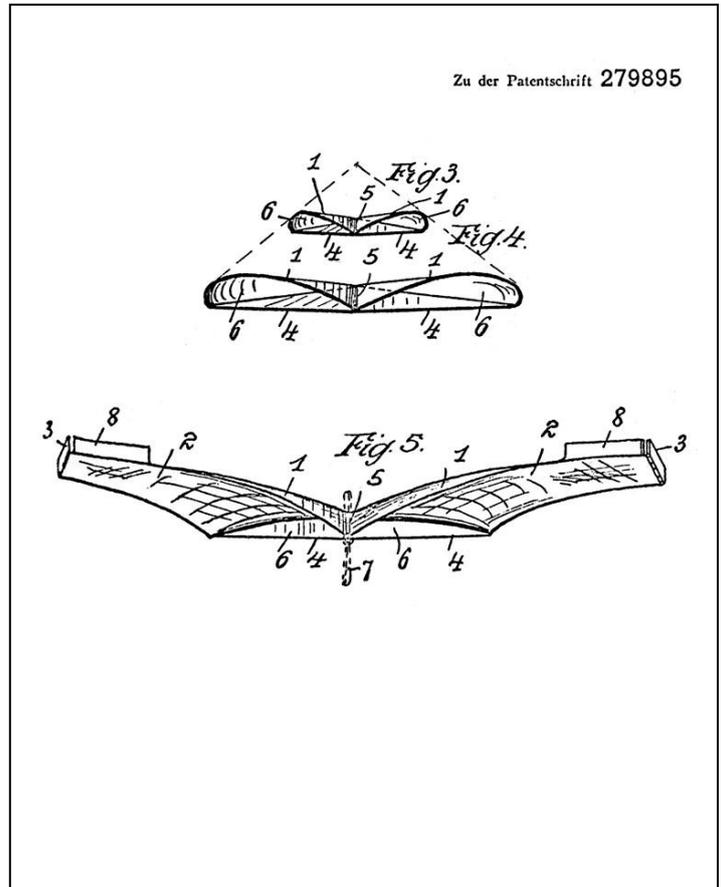
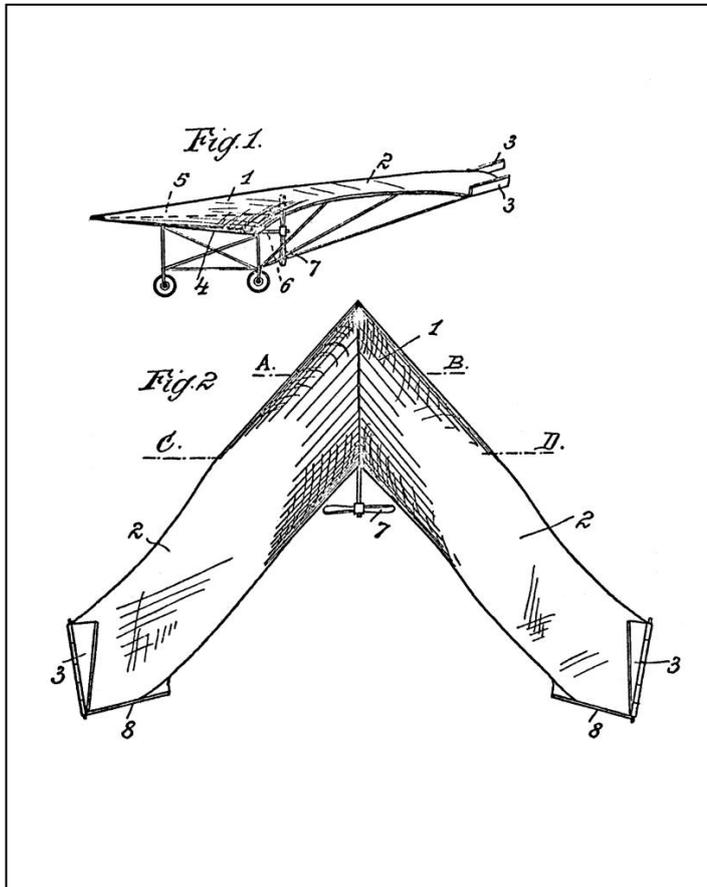
PATENT-ANSPRÜCHE:

1. Flugzeug mit pfeilförmig angeordneten Tragflächen, welche außen negative Einfallwinkel aufweisen, dadurch gekennzeichnet, daß die Oberfläche der stark nach hinten zurückgezogenen Flügel vorn stark gewölbt und hinten flach ist, wobei unter

der Wölbung durch eine Abdeckung ein an sich bekannter, hinten offener Luftsack gebildet wird.

2. Ausführungsform des Flugzeugs nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß dessen Flügel noch einen nach den Enden hin zunehmenden Einfallwinkel haben.

Hierzu 1 Blatt Zeichnungen.



Zu der Patentschrift 279895



REICHSPATENTAMT PATENTSCHRIFT

Nr. 479 449

KLASSE 62b GRUPPE 4

S 79477 XI/62b

Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 27. Juni 1929

Alexander Soldenhoff in Linthal, Schweiz

Flugzeugflügel, auf dessen Unterseite sich eine oder mehrere Stufen befinden

479 449

Alexander Soldenhoff in Linthal, Schweiz

Flugzeugflügel, auf dessen Unterseite sich eine oder mehrere Stufen befinden

Patentiert im Deutschen Reiche vom 4. Dezember 1925 ab

Die Erfindung bezieht sich auf Flugzeugtragflächen, deren Unterseiten eine oder mehrere Stufen aufweisen.

Von den bekannten Tragflächen unterscheidet sich der Flugzeugflügel gemäß der Erfindung dadurch, daß die Stufen geradlinig, aber schief zu den Längskanten der Tragfläche, oder in Kurven quer zur Flugrichtung verlaufen.

Wesentliche Merkmale sind ferner das Zusammenstoßen in verschiedenen Winkeln bei Anordnung mehrerer Stufen sowie die Möglichkeit, zwischen der hinteren Längskante der Stufe und der hinteren Längskante des Flügels zwecks Vergrößerung der Tragfläche eine starre Verspannung vorzusehen.

Der durch diese Anordnung erzielte Vorteil besteht gegenüber dem Bekannten darin, daß bei solchen Tragflächen das Verhältnis der Gesamtheit der Druckpunkte zum Schwerpunkt des Flugzeugs bei wechselnder Fluglage beibehalten wird und das Flugzeug in jeder Schwebelage genügend Vortrieb erhält.

Die Zeichnung veranschaulicht beispielsweise einige Ausführungsformen der Stufenanordnung gemäß der Erfindung.

In Abb. 1 und 2 besitzt der an sich starre Flügel auf seiner Unterseite eine durch die Stufen 3 und 4 oder 5 oder auch eine durch Vereinigung der Stufen 3 und 4 gebildete kurvenförmige Stufung 3a.

Eine Mehrfachstufung 6, 7 und 8 zeigt Abb. 3, wobei die Stufen 6 und 8 in verschiedenen Winkeln zusammenstoßen.

Die Abb. 4 bis 6 zeigen ähnliche Stufen 9, 10, 11, 12, 13 und 14 in Anwendung bei Tragflächen in Pfeilstellung.

In Abb. 7 ist ein ganzes, mit zweifacher Stufung 15, 16 versehenes Flugzeug dargestellt.

In Abb. 8 laufen die beiden Stufen 17 und 18 in der Achse des Flugzeugs zusammen, während in

Abb. 9 eine an der hinteren Kante des Flügels beginnende und von der Flugzeugachse sich erstreckende Kurvenstufe 19 dargestellt ist.

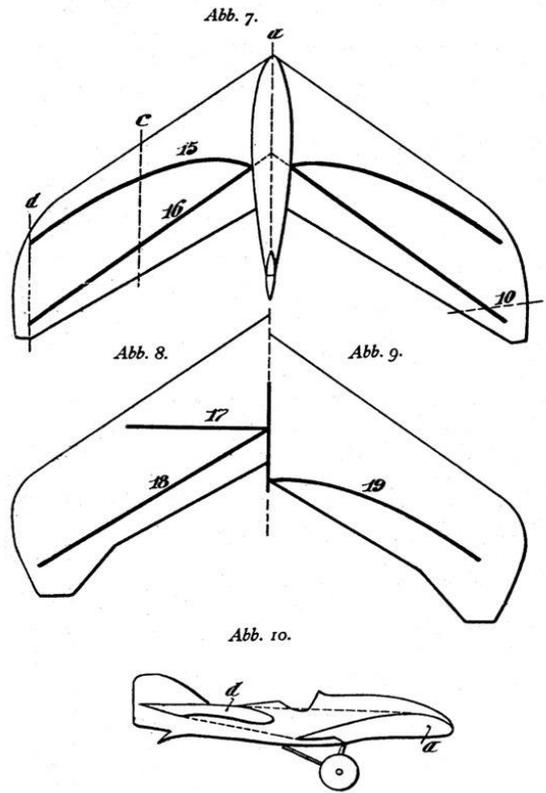
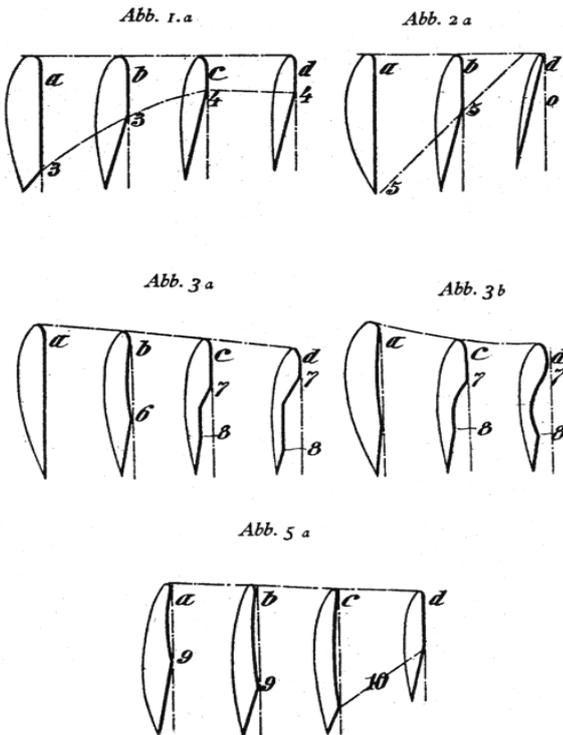
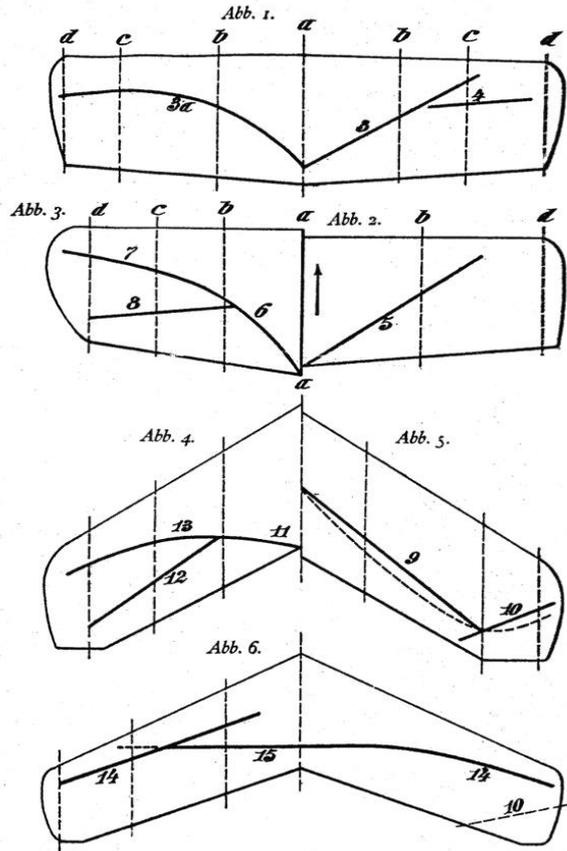
Die Abb. 1a, 2a, 3a, 3b und 5a zeigen die Flügelprofile nach den Schnitten a, b, c, d der Abb. 1, 2, 3 und 5.

Die Abb. 10 zeigt ein Flugzeug in Seitenansicht mit Flügeln in Pfeilstellung und deren Profile a und d.

Gemäß der Erfindung kann der Flügel nach hinten entweder durch die hintere Längskante der Stufe abgegrenzt sein, oder es kann zwischen der letzteren und der hinteren Längskante des Flügels zwecks Vergrößerung der Tragfläche eine starre Verspannung angebracht werden.

PATENTANSPRÜCHE:

- 1. Flugzeugflügel, auf dessen Unterseite sich eine oder mehrere Stufen befinden, dadurch gekennzeichnet, daß die Stufen geradlinig, aber schief zu den Längskanten der Stufe, oder in Kurven quer zur Flugrichtung verlaufen.
2. Flugzeugflügel nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß zwischen dem hinteren Rande der Stufe des an sich starren Flügels und der Endkante des Flügels eine starre Verspannung angeordnet ist.
3. Flugzeugflügel nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei Anordnung mehrerer Stufen diese in verschiedenen Winkeln zusammenstoßen.





REICHSPATENTAMT
PATENTSCHRIFT

№ 529 278

KLASSE 62b GRUPPE 4/4/1

S. 850; XI/62b

Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 25. Juni 1931

Alexander Soldenhoff in Zürich

Flugzeugflügel mit auf der Unterseite verschieden gewölbtem Profil

Patentiert im Deutschen Reich vom 9. März 1928 ab.

Die Erfindung besteht sich auf Flugzeugflügel mit auf der Unterseite verschieden gewölbten Profilen. Es sind bereits solche Flügel bekannt, bei denen die Profile an der Unterfläche am Rumpf eben oder konvex, nach der Mitte zu immer mehr konvex und nach dem Ende zu schwächer konvex, eben oder konvex verlaufen. Auch sind Flügelunterseiten bekannt geworden, die am Rumpf konvex, in der Mitte eben und am Ende konvex gekrümmt sind.

Demgegenüber zeichnet sich der Flügel gemäß der Erfindung dadurch aus, daß die Flügelunterseite an der Wurzel eben, konvex oder schwach konvex, nach der Mitte zu stärker konvex und nach den Enden zu wieder eben, konvex oder schwach konvex gewölbt ist, wobei beim mittleren Flügelprofil Ober- und Unterseite symmetrisch oder annähernd symmetrisch gestaltet sind. Hierbei ist die Wölbung der Oberseite des Flügels in Rumpfnähe am stärksten ausgeprägt und nimmt gegen das Flügelende hin zu. Die Profile können erfindungsgemäß untereinander verschiedene Schwenkstellwinkel besitzen, derart, daß das Endprofil die geringste Anstellung hat und gegenüber dem Wurzelprofil verwunden ist.

Gegenüber dem Bekannten wird hauptsächlich der Vorteil einer guten Eigenstabilität erzielt, die besonders bei Pfeilstellung der Flügel derart wirksam wird, daß sich die üblichen Schwanzstabilisierungs- und -flächen erübrigen.

Die Zeichnung veranschaulicht den Flügel gemäß der Erfindung. Die Abb. 1 bis 3 zeigen

drei verschiedene Ausführungsbeispiele des Flügels mit den unterschiedlichen Wurzel-, Mittel- und Endprofilen. Abb. 4 zeigt den Flügel in Stirn- bzw. Längsansicht, wobei die Unterfläche von der Nasenkante an zur Hervorhebung ihrer Ausbildung schraffiert ist. Abb. 5 zeigt die Gesamttragfläche in Draufsicht bei pfeilförmiger Flügelanordnung. Abb. 6 zeigt die Gesamttragfläche entsprechend Abb. 5 in Stirnansicht, ähnlich Abb. 4. Abb. 7 ist eine schematische Seitenansicht des Flügels, wobei das Rumpf-, Mittel- und Endprofil hervorgehoben sind.

Gemäß der Ausführung nach Abb. 1 haben sämtliche Profile dieselben Sehnen. Die Profile nach *a* und *b* haben ungefähr gleiche Bauhöhe, unterscheiden sich aber stark in der Wölbung sowie betreffs ihrer punktierten Profilmittellinie *m* und deren Richtung zur Sehne *s*. Das Endprofil *c* hat wieder eine dem *a*-Profil ähnliche Mittellinie *m*.

Die Ausführung nach Abb. 2 zeigt veränderte Anstellwinkel der Profile *a*, *b*, *c*, jedoch unveränderte *m*-Linienverhältnisse in bezug auf Wölbung und Lage zueinander, während bei Abb. 3 das Mittelprofil, die *m*-Linie oder Längsachse des Profils, wie das Endprofil negativen Anstellwinkel zeigt bzw. das *a*-Profil im Fluge großen Anblaswinkel hat.

Wesentlich ist in allen drei Ausführungen, daß deren Profile von der konvexen oder ebenen, *a*, in stark konvexe Wölbung *b* übergehen, um alsdann gegen das Flügelende sich wieder umgekehrt zu verändern, ganz

unabhängig davon, ob die einzelnen Profile gleiche oder verschiedene Schwenkstellwinkel besitzen und ob die Nasen bzw. Endkanten der Profile in einer geraden Flucht oder diese 5 Kanten in gebrochenen oder gekrümmten Linien verlaufen.

Des weiteren können die Profile innerhalb angegebener Grundformen Abweichungen in ihrer Linienführung besitzen.

Die Abb. 4 zeigt zwei Flügel in Stirn- bzw. Längsansicht. Die schraffierten Teile unter den Nasenlinien *N* bezeichnen die Unterflächenteile, woraus deutlich hervorgeht, daß der Flügel sich gegen die Mitte hin konvex 10 auswölbt, um dann wieder abzunehmen. *K* bezeichnet die Hinterkante des Flügels.

gekennzeichnet, daß die Flügelunterseite an der Wurzel (*a*) eben, konvex oder schwach konvex, nach der Mitte zu (*b*) stärker konvex und nach den Enden zu (*c*) wieder 15 eben, konvex oder schwach konvex gewölbt ist, wobei beim mittleren Flügelprofil Ober- und Unterseite symmetrisch oder annähernd symmetrisch gestaltet sind.

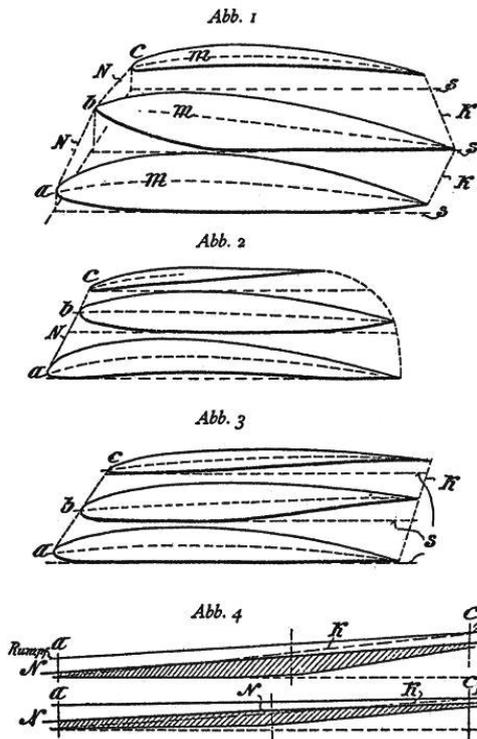
2. Flugzeugflügel nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Wölbung der Oberseite des Flügels in Rumpfnähe am stärksten ausgeprägt ist und gegen das Flügelende zu abnimmt.

3. Flugzeugflügel nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Profile untereinander verschiedene Schwenkstellwinkel besitzen, derart, daß das Endprofil (*c*) die geringste Anstellung hat und gegenüber dem Wurzelprofil (*a*) 20 verwunden ist.

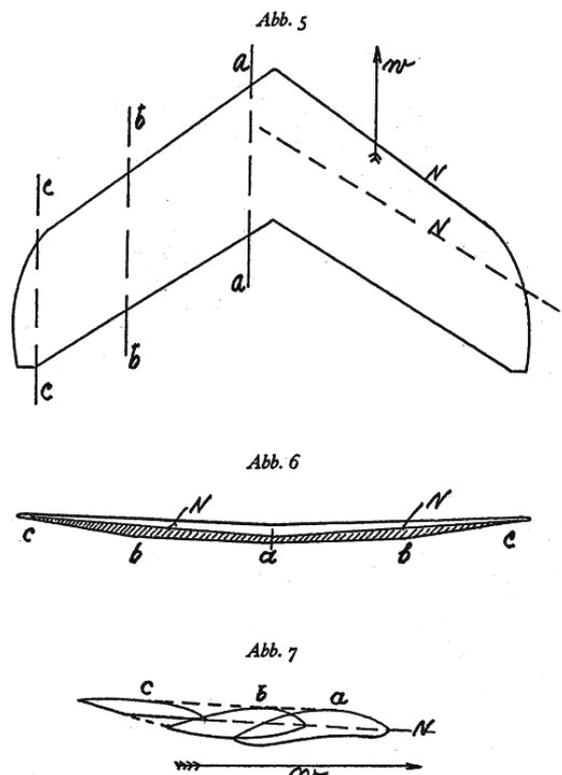
PATENTANSPRÜCHE:

1. Flugzeugflügel mit auf der Unterseite verschieden gewölbtem Profil, dadurch ge-

Zu der Patentschrift 529 278
Kl. 62b Gr. 5



Zu der Patentschrift 529 278
Kl. 62b Gr. 5





REICHSPATENTAMT
PATENTSCHRIFT

№ 573 166
KLASSE 62b GRUPPE 15oz
S 8956a XI/62b

Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 9. März 1933

Alexander Soldenhoff in Zürich

Steuerung für schwanzlose Pfeilflugzeuge

Patentiert im Deutschen Reiche vom 24. Januar 1929 ab

Die Entwicklung im Flugzeugbau strebt nach einer immer weiteren Erhöhung der Schnelligkeit der Flugzeuge, und zwar in der Hauptsache auf dem Wege der Verminderung des Luftwiderstandes. Auf diese Weise ist man zu einer immer weiteren Verkleinerung der Tragflächen gekommen und ferner schließlich in der Hauptsache auch zu dem Nur-Flügel-Flugzeug oder dem schwanzlosen Pfeilflugzeug.

Soweit auch die Erhöhung der Flugeschwindigkeit zweckmäßig und vorteilhaft ist, so wirkt doch diese Bestrebung der Notwendigkeit entgegen, die Landgeschwindigkeit möglichst gering zu halten. Aus diesem Grunde hat man bereits versucht, auf verschiedenen Wegen eine Vergrößerung der Tragflächen für die Landung vorzusehen oder aber mit Hilfe von besonderen Steuerorganen für die Landung eine Bremsung herbeizuführen, um auf diesem Wege die Landeschwindigkeit soweit wie möglich herunterzudrücken. Die bekannten, diesem Zweck dienenden, am Hinterrand der Tragfläche nach unten abpreizbaren Klappen geben nun zwar die außer der Widerstandsvergrößerung zu fordernde Auftriebsvermehrung, haben aber den Nachteil, daß sie, wenn sie in Tätigkeit gesetzt werden, die Eigenstabilität des Flugzeuges dadurch stören, daß sie infolge der Auftriebsvermehrung an der Hinterkante den Auftriebsmittelpunkt gegenüber dem Schwerpunkt verschieben. Diese unerwünschte Wirkung müßte bei Verwendung rechteckiger

Klappen besonders am schwanzlosen Pfeilflugzeug stark zur Geltung kommen, weil dessen Tragfläche zwecks Wahrung der Längsstabilität eine Verwindung mit nach außen abnehmendem Anstellwinkel und damit Auftriebswert aufweist. Eine in gleicher Tiefe durchgeführte Klappe würde also an den äußeren Tragflächenstellen eine unverhältnismäßig große Auftriebsveränderung am Hinterrand der Tragfläche verursachen. Erfindungsgemäß nimmt darum die Tiefe der nach unten abpreizbaren Klappe von innen nach außen ab, so daß sich eine Dreiecksform der Klappe ergibt. An den äußersten Enden der Tragfläche führt deren Verwindung schließlich zu einer Verlegung der Dreiecksklappen auf die Oberseite der Tragfläche.

Das Hauptmerkmal der Erfindung besteht demnach darin, daß die zusätzlichen Steuerungsmittel in Form der an sich bekannten klappenförmigen Hilfsflächen am schwanzlosen Pfeilflugzeug dreieck-, trapez- oder trapezoidförmig ausgebildet sind, so daß sie an der einen Seite eine große Flächentiefe und an der anderen Seite eine Spitze bilden.

In den Zeichnungen sind einige Ausführungsbeispiele dargestellt.

Abb. 1 zeigt in schaubildlicher Darstellung einen mit den vorgeschlagenen Steuerflächen versehenen rechten Flügel.

Wenn P das Profil in Rumpfnähe ist und K des Flügels hintere Kante, so ergibt sich hieraus; daß die Steuerfläche A ihrer Lage unter dem starr konstruierten Profil entsprechend

573 166
sich nur nach abwärts ausschlagen läßt, wie umgekehrt die Klappe A' am Flügelende sich nur nach aufwärts bewegen läßt. Die gestrichelte Linie b bezeichnet die am Flügel angeleimte Klappenvorderkante. Wie die Abb. 1, 3 und 4 zeigen, haben die Steuerflächen A auf der Unterseite dreieckige oder trapezförmige Umrißform mit nach der Flügelmitte sich verjüngender Flächentiefe, so daß sie seitlich in eine Spitze laufen. Ihr hinterer Flächenrand r läuft mit der Flügelkante K parallel, wenn sie sich untätig am Flügel anlegen, oder legt sich selbst mit dieser zusammen in eine Linie. Wenn die Klappe aber ausgeschlagen wird, wie dies in den Abb. 1, 2, 4 und 6 der Fall ist, bildet die Kante r infolge der in spitzen Winkel zu ihr sich verhaltenden Scharnierkante b mit zunehmendem Ausschlag einen immer größer werdenden Winkel C . Daher bildet, von hinten gesehen, die Kante K mit r immer ein Dreieck, auch wenn die Klappe, wie in Abb. 5 oder 6, mehr nach der Flügelmitte verlegt ist und mit der b -Kante parallel zum Hinterholm verläuft oder an diesen selbst angeleimt wird und die Endkanten r und K im Grundriß voneinander abweichen. Dies gilt auch, wenn die Steuerendkante r wie in Abb. 6 oder für die über dem Flügel angeleimten kleineren Klappen A' , statt geradlinig, stark runden Rand hat.

Abb. 3 zeigt im Grundriß eine weit nach rechts außen reichende Steuerfläche A , welche an der Flügelkante der Spitze der kleineren Fläche A' begegnet, die freilich auf der oberen Flügelseite liegt, so daß die beiden Flächen A und A' sich ebensogut ungehindert kreuzen könnten, wenn es die Notwendigkeit größerer Ausmaße bedingt. Auch zeigt Abb. 3 durch b_1 , daß die Fläche A ebensogut in schiefer Richtung die ganze Flügelbreite einnehmen kann, wo sie am Ende auch in einer Spitze ausläuft.

Abb. 4 zeigt in Ansicht von oben den Grundrißflügel der Abb. 3 und die dort mit $P^1, P^2,$

P^3 und P^4 strichliniierten Schnitte in Flugrichtung, hier als Rippenprofile, die mit H bezeichneten Holme und veranschaulicht die sich verjüngende Tiefe der Flächen A und A' , dazu den durch die Trennung der beiden Kanten r und K sich bildenden Winkel C .

Abb. 2 zeigt, wie bei Ausschlag der Klappe A um den Winkel C die Profillschne (gestrichelt) einen größeren Anstellwinkel erhält.

Abb. 5 zeigt die Anordnung des Flügels mit der Fläche A am Pfeilflugzeug. Die Steuerklappen sind hier beispielsweise an den hinteren Holmen angeleimt, und deren Endkante weicht von der Flügelkante linear ab; trotzdem bildet sie nach Abb. 6 den Ausschlagswinkel C .

PATENTANSPRÜCHE:

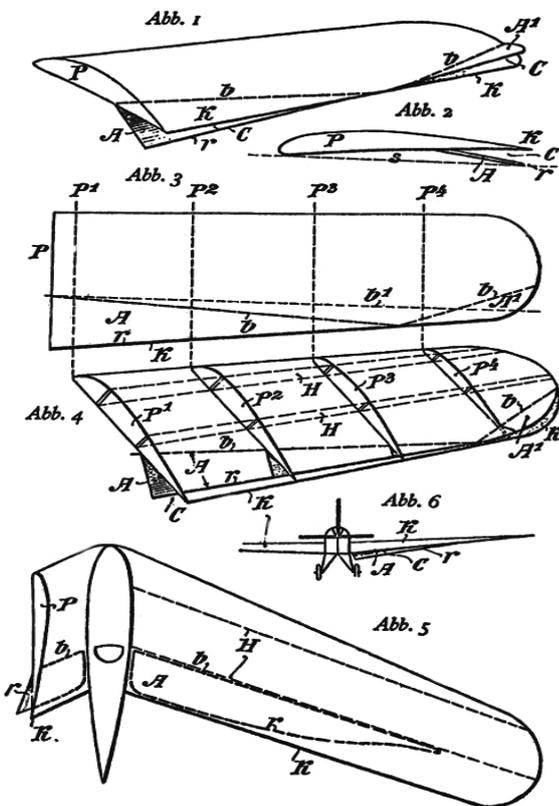
1. Steuerung für schwanzlose Pfeilflugzeuge durch unter oder über der Tragfläche angeleimte und nur nach unten bzw. nur nach oben anschlagende Hilfsflächen, dadurch gekennzeichnet, daß die Hilfsflächen dreieck-, trapez- oder trapezoidförmig ausgebildet und an der Haupttragfläche angeleimt sind, so daß sie an der einen Seite eine große Flächentiefe und an der Gegenseite eine Spitze bilden.

2. Steuerung für schwanzlose Pfeilflugzeuge nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Hilfsfläche im zusammengeklappten Zustande mit ihrer hinteren Kante in der Flügelhinterkante liegt.

3. Steuerung für schwanzlose Pfeilflugzeuge nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Hilfsfläche, von der Flügelhinterkante abgerückt, nach der Flügelmitte verlegt ist.

4. Steuerung für schwanzlose Pfeilflugzeuge nach den Ansprüchen 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß der hintere Rand der Hilfsfläche kurvenförmig verläuft.

Zu der Patentschrift 573 166
Kl. 62b Gr. 15oz





REICHSPATENTAMT
PATENTSCHRIFT

Nr 580 402

KLASSE 62 b GRUPPE 4a
62b S 166, 30

Tag der Bekanntmachung über die Erteilung des Patents: 22. Juni 1933

Alexander Soldenhoff in Zürich

Flugzeug

Patentiert im Deutschen Reiche vom 23. Mai 1930 ab

Bekannt sind Nurfügelflugzeuge mit einer die Lasten aufnehmenden Tragfläche, deren Profil nach den Enden zu an Dicke kontinuierlich abnimmt. Es ist auch schon vorgeschlagen worden, bei einem Flugzeug mit Lastenaufnahme in der Tragfläche dieser nur so weit ein dickes Profil zu geben, als sie der Lastenaufnahme dient, über diesen Teil hinaus aber die Tragfläche durch Teile mit dünnem Profil fortzusetzen.

Die Erfindung betrifft nun ein solches Flugzeug, bestehend aus einem mittleren Teil von dickem bzw. hohem Profil, der seitlich in dünnen Flügeln endet, jedoch in Ausbildung als rumpflozes Pfeilflugzeug und derart, daß das ganze Flugzeug in Mitte einem Eindecker, an seinen Enden einem Mehrdecker gleicht.

Dabei ist noch vorgesehen, das gesamte Triebwerk (Motoren mit üblichem Propeller oder irgendwelche anderen Vorrichtung-) ganz in das Flügelinnere zu verlegen und dabei den Luftstrom und -abstrom durch das dicke Profil hindurchzulassen, den Flügel also an der Stelle entsprechend zu öffnen oder das Profil in zwei Flächen zu teilen und gegebenenfalls wieder den entstandenen Raum mittels Streben oder profilierten Scheidewänden vertikal zu unterteilen. Um beide seitlichen Mittelflügelteile unter sich zu verbinden, wird dann in dem unteren oder oberen Flächenteil dieses getrennten dicken Profils ein begehrter Gang vorgesehn oder, falls

das Flugzeug ein Boot besitzt, auf diese Weise die Verbindung hergestellt. Zweck der Lastraumflügelkonstruktion ist ohnehin die Verlegung aller Lasten von der üblichen Längsachse weg nach außen zu, in die Breite oder Spannweite, ungefähr dorthin, wo der dicke Mittelflügel sich in dünne Außenflügel spaltet.

Das Bestreben, vorhandene, übliche oder normale Flügelflächen einfach geometrisch zu vergrößern, bis das Profil in Mitte genügende Bauhöhe besitzt, um alle nichttragenden Teile und Lasten in ihm unterzubringen, ist bekannt. In diesem Fall werden die äußeren Abmessungen des Flügels (beim Eindecker) unerwartete Spannweite erreichen und das Baugewicht entsprechend der Zunahme der Spannweite, um den erhöhten Beanspruchungen gerecht zu werden, bekanntlich sehr rapid zunimmt, während die Belastungsmöglichkeit keineswegs Schritt hält, ja um den Überschuß des unverhältnismäßig wachsenden Baugewichts noch verringert wird. Dadurch gestaltet sich die an sich gewünschte Vergrößerung der Flugzeuge sehr unwirtschaftlich und setzt der Praxis in dieser Richtung Grenzen, welche nur durch Wählen eines anderen Systems umgangen werden können.

Der weitere, ebenso bedenkliche Nachteil nur geometrisch vergrößerter Normalflügel ist, daß bei der Verlegung der Lasten vom Zentrum weg nach außen zu (wodurch zum Teil

oberer Fehler in bezug auf das Baugewicht (einermassen korrigiert werden könnte) die aerodynamischen Eigenschaften in Mitleidenenschaft geraten. Besonders betrifft dies die Querstabilität und damit die Flugsicherheit überhaupt, denn bei unsymmetrisch oder einseitig angreifender Luftkraft, wie das öfter der Fall ist etwa am Flügelende, geraten die Lasten, gleichsam auf schiefer Ebene, in ganz widrige Lage zur Steuerung, denn das betreffende Querruder wird in solchem Fall den benachteiligten Flügel nicht nur heben, sondern gleichzeitig seiner Fahrt berauben und die Fluglage noch verschlimmern.

Es ist darum auch schon vorgeschlagen worden, Flugzeuge derart zum Nurfügel zu vergrößern, daß man den üblichen Rumpf bis zur Tragfläche verbreitert als dicken Flügel gestaltet und statt der sich verjüngenden Enden großer Spannweite einfach dünnere Flügel an diesen stufenartig abbrechenden Flügel anschloß. Dadurch wird zwar der mittlere Teil Lastraum, aber an Flächeninhalt nicht entsprechend gewonnen. Dabei behalten solche Flugzeuge aus Gründen der Flugsicherheit den aerodynamisch notwendigen Schwanz mit der Steuerung bei, ja oft haben diese Flugzeuge deren zwei und mehr, so daß sie als eigentliche Nurfügel mit Flügelsteuerung zum Vergleich nicht in Betracht kommen.

In denkbar günstigster Lage in obigen Fällen und im äußeren Gegensatz zu genannten Flugzeugen befindet sich die sogenannte Pfeilform, der in Pfeilform angeordnete Flügel, weil im Fall der Lastenverteilung in Spannweite diese infolge der veränderten Lage und Richtung der Flügel statt nur seitlich zu rücken auch zugleich nach rückwärts verlegt ist und somit jede einseitig angreifende Luftkraft gezwungen ist, schiefer oder in diagonalen Richtung nach vorwärts sich auszuwirken und so mittels der Höhensteuerung in der Längsachse des Flugzeugs ihren Ausgang findet. Deshalb ist die größere Querstabilität des Pfeilflugzeugs für die Vergrößerung und Lastenverlegung besonders geeignet.

Dagegen bleibt bei nur geometrischer Vergrößerung auch dieser Form der Nachteil bestehen, daß dessen Spannweite Landungen auf kleineren Plätzen unmöglich macht und zur Unterbringung entsprechend großer Räumlichkeiten bedarf. Auch in bezug auf die am Pfeilflugzeug in größerem Maße auftretenden Verdrehkräfte bleibt der Nachteil bestehen, weil die voraussetzende Baufestigkeit ein entsprechendes größeres Baugewicht verursacht, so daß trotz der Verlegung der Lasten nach außen zu und der damit gegebenen Möglichkeit, Beanspruchungen nur auf örtliche Bauglieder beziehen zu können, das wegen

der zunehmenden Spannweite und der Torsion ebenfalls zunehmende Baugewicht ersteren Vorteil wieder illusorisch macht, d. h. das Verhältnis von Leergewicht und Nutzlast doch wieder wirtschaftlich ungünstiger gestaltet.

Nach obigen Überlegungen wird nun ein Flugzeug vorgeschlagen, dessen Tragflächenzunahme nicht von der gleichen Vergrößerung der Spannweite abhängt. Dieser Flügel besitzt einen äußerst dicken oder hochprofilierten mittleren Teil, in dem sämtliche Lasten und nichttragenden Teile des Flugzeugs untergebracht werden, sowie einen äußeren Teil, der aus zwei oder mehreren dünnen Flügeln besteht, die an das Endprofil des dicken Mittelflügels angeschlossen sind, so daß die Fläche sich im Verhältnis zu der Spannweite ein beliebig Vielfaches vergrößern kann und zugleich der Schwerpunkt oder das aerodynamische Druckmittel der Luftkräfte (die Resultierende) mittels der Flächenumrißform (der Staffelung) der gewählten Pfeilform und dem Anstellwinkel der dünnen Flächen auf gewünschte Tiefenlage in der Längsachse des Flugzeugs berechnet werden kann. Da außerdem solche dünnen Flügel in bekannter Weise nach Art der Mehrdecker unter sich verstrebt oder verspannt werden können, so ergibt sich, daß damit beträchtlich an Eigen- oder Baugewicht eingespart wird. Der Vorteil eines solchen Flügels ist vielseitig. Einer beliebigen Vergrößerung der Profilhöhe steht nichts im Wege, da der Mittelflügel gegen außen zu sogar noch zunehmen darf, da sich die Außenflügel in die Bauhöhe teilen und die zwischen ihnen verbleibende Seitenwand des Mittelflügels gleichsam als Endscheibe für die dünnen Flügel wirksam sind, zugleich aber Einstieg und Fenster erhalten. Die dünnen Flügel können mittels stärker profilierter Wurzel aus dem dicken Endprofil des Mittelflügels herauswachsen und schnell sich verjüngen oder gleich dünnflächig angelent werden, was im Ermessen des Konstrukteurs liegt.

Wesentlich ist, daß der dicke Mittelflügel zu beiden Seiten mehrdeckerartig in dünnen Flügeln endet, wobei diese Außenflügel dem Mittelflügel geometrisch ähnlich oder auf jede Weise von ihm abweichen oder im Gegensatz zu dessen Profilmittellinie Symmetrielinie, Umrißform, Pfeilstellung und Anstellwinkelgrad sein können. Auch können die Anschlußprofile der dünnen Flügel mit ihrer Vorder- und Hinterkante innerhalb des Umrisses der Endprofilfläche des Mittelflügels münden oder aber diese in Tiefe vorn und hinten überragen, so daß sie teilweise frei stehen würden; so bei spielsweise der unterste Flügel, welcher den Mittelflügel nach vorn überragt und gegen

dessen Mitte in ihm mündet, wobei er nach hinten ebenfalls beträchtlich nach Tiefe abnimmt und als Boot in der Längsachse endet.

Von den Abbildungen zeigen die Fig. 1, 6 und 11 Draufsichten oder Grundrisse des vorgeschlagenen Flügels, dessen Längsachse oder Flugzeugmittel als Umriss des Mittelflügels $b-a-b$ mit a bezeichnet ist und dessen seitliche Enden oder Endprofil b das Anschlußprofil für die Außenflügel c , d und e ist, welche in Fig. 1 genau übereinanderliegen und in Fig. 6 und 11 gestaffelt sind, während sie in Fig. 11 aber in verschiedener Form und Flächentiefe übereinander und gestaffelt liegen. c ist also immer der oberste und d der untere Flügel und e der eventuelle dritte unterste Flügel. Diese Bezeichnung gilt weiter für alle entsprechenden Zeichnungen und zeigen die Fig. 2, 3, 7 und 12 Vorderansichten, während die Fig. 4, 5, 8, 9, 10 und 13 Seitenansichten von links zeigen. Hierbei ist n immer der Vorderrand oder die Nase des betreffenden Flügels und h die Hinterkante. Die Fig. 6 und 7 zeigen die Öffnungen W von unten und in Flugrichtung (der Pfeilabstrom), welche auch in Fig. 12 mit M bezeichnet vorhandene Triebwerkkanäle darstellen. Die Fig. 2 und 3 unterscheiden sich darin, daß einmal zwischen den Außenflügeln c und d ein Teil der Profilfläche b (in Flugrichtung verlaufende trennende Seitenwand) frei bleibt (im Sinne des Anspruchs 2). So auch die Fig. 4, 5, 7, 9 und 10. Fig. 3 dagegen zeigt, wie der dicke Mittelflügel sich direkt in zwei Außenflügel spaltet und Fig. 12 diese verschiedenen Möglichkeiten am selben Mittelflügelanschluß, wie dies in Fig. 5 von der Seite gezeigt ist.

In Fig. 9 ist Profil a auf der Unterseite eben und hat bei b ein konkaves Profil, während die Außenflügel einen ebenen Oberflügel und konkaven Unterflügel haben, wobei die Oberfläche bzw. die Unterfläche des unteren Flügels mit den entsprechenden Flächen des Mittelflügels fluchten.

Bei Fig. 10 sind die Ober- bzw. die Unterfläche der Außenflügel ebenso gestaltet, jedoch entspringen sie einem ganz anderen Profil b , das konkav ist und ein konvexes Wurzelprofil a besitzt. Hier ist der Mittelflügel deutlich verwunden, und der Oberflügel c befindet sich in bezug auf seine Symmetrielinie oder Wölbung in größtem Gegensatz zum Endprofil b des Mittelflügels. Die Fig. 9 und 10 illustrieren die Ansprüche 3, 5, 6 und 7. Fig. 8 zeigt eine Kombination von ähnlichen Profilen, so daß alle Flächen innen und außen gleicher mittlerer Wölbung sind, hier also ebene Unterseiten und konkave Symmetrielinien besitzen. In Fig. 8 ist eine dritte Fläche mit e bezeichnet vorgesehn, welche

(der Fig. 6 entspricht) das Profil b überragt (in Fig. 7 von vorne gesehen). Mit g ist hier auch die flache Bootfläche als hintere Fortsetzung der Flügelfläche e ersichtlich (sohrrafter Teil), welche in der Längsachse a als gekieltes Boot endet (ga).

Bemerkenswert sind in den Fig. 1 und 11 die mit L bezeichneten Stellen, wohin die aus der Achse oder Mitte a herausgenommenen Lasten verlegt werden sollen. Der Pfeil $L-L$ zeigt die Richtung der Verlegung oder umgekehrt die Richtung, welche die Luftkraftübertragung einnimmt, wenn eine einseitige Beanspruchung an einem Flügelende stattfindet. sch ist die Schwerpunktlinie über die Resultierende in Mitte des Flugzeugs; die beiden gestrichelten Linien h aus Profil a über b nach außen zu sind die Flügelhohle sowohl für den Mittelflügel als auch für die Außenflügel. Fig. 14 stellt eine schematische Ansicht von Fig. 1 dar, der Pfeil die Flugrichtung, und ebenso wie Fig. 13 zugleich Einstieg und Fensterseite. Verspannungen und Streben zwischen den Außenflügeln sind aus Gründen der Übersichtlichkeit weggelassen.

Selbstverständlich eignet sich diese Flügelform auch für kleine Flugzeugtypen, in denen der Pilot statt in einem üblichen Rumpf im mittleren Flügelteil sitzt und das Fahrgestell nach Abflug einzieht, worauf das Flugzeug als ein kleiner Nur-Flügel fliegt. Erreicht wird durch diesen vorgeschlagenen Flügel, daß bei niedrig gehaltenem Baugewicht und möglichst großer Zuladung, infolge der über die Zunahme der Spannweite hinausgehende Flächeninhaltvergrößerung, die spezifische Flächenbelastung auf ein Minimum reduziert wird, so daß mit zunehmender Flugsicherheit noch die Wirtschaftlichkeit der Maschine verbessert wird.

PATENTANSPRÜCHE:

1. Pfeilförmiges Nurfügelflugzeug, dadurch gekennzeichnet, daß ein Mittelteil mit dickem Profil (b , a , b) sich außen in zwei oder mehrere übereinandergestaffelte dünne freitragende oder verspannte Außenflügel teilt.

2. Pfeilförmiges Nurfügelflugzeug mit dickprofiliertem Mittelteil für große Lasten, dadurch gekennzeichnet, daß der dicke Mittelteil in der Mitte über einen Teil seiner Spannweite in zwei übereinanderliegende Flächen geteilt ist, statt dessen eine oder mehrere voneinander getrennte, von vorn nach hinten durchgehende Öffnungen besitzt, in welchen sich das Triebwerk befindet.

3. Lastraumflügel nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Oberseite des obersten dünnen Flügels

die Oberseite und die Unterseite des untersten dünnen Flügels die Unterseite des Mittelflügels fortsetzt.

4. Lastraumflügel nach den Ansprüchen 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß der unterste der dünnen Flügel (d , e) (der

zweite oder dritte) nach vorn mit seiner Nasenrandkante über den Anschluß hinaus nach innen zu sich fortsetzt und gegen die Längsachse des Flugzeugs hin wieder einmündet und als Boot oder Schwimmer ausgebildet ist.

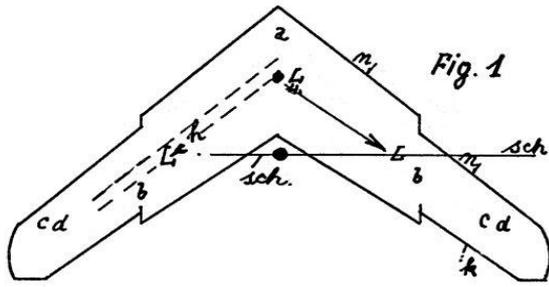


Fig. 1

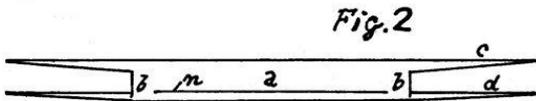


Fig. 2

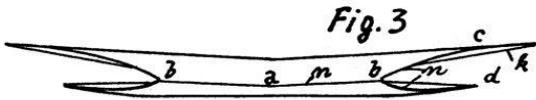


Fig. 3



Fig. 4

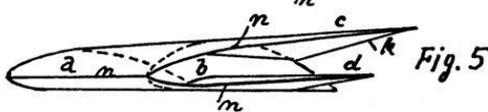


Fig. 5

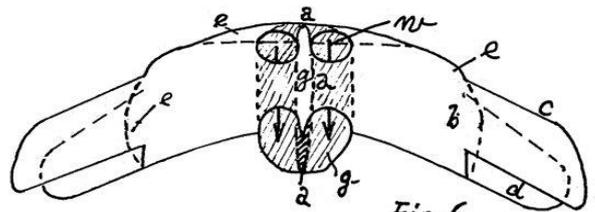


Fig. 6

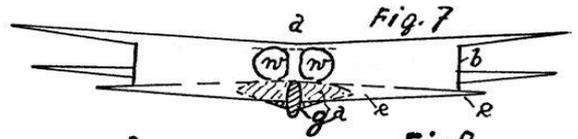


Fig. 7

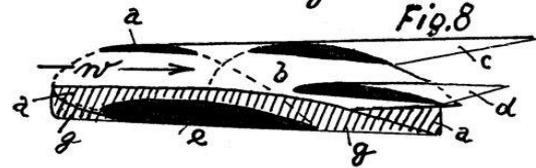


Fig. 8

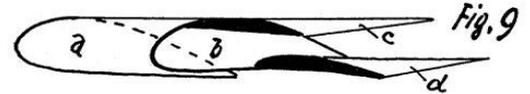


Fig. 9



Fig. 10

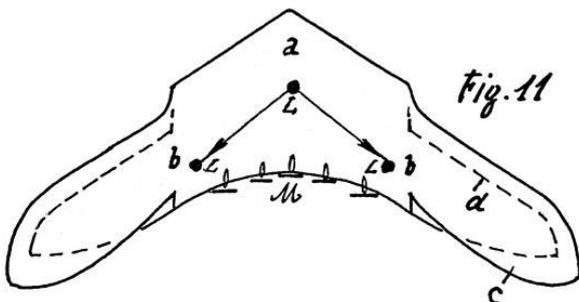


Fig. 11



Fig. 12

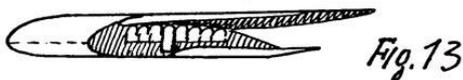


Fig. 13

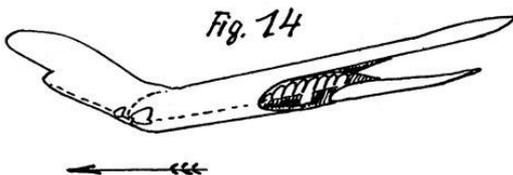


Fig. 14

Quellen

Bücher, Broschüren und sonstige gedruckte Belege

Claus Bock + Sepp Moser, Flugzeuge im Verkehrshaus, Zürich/Schwäbisch Hall 1984.

Roland Eisenlohr, Flugtechnisches Handbuch, Band II, Berlin/Leipzig 1936, Kapitel „Nurflügel-Flugzeuge (Schwanzlose Flugzeuge)“, Seite 177 ff.

Flug-Genossenschaft Zürich, Broschüre aus September 1945.

Erwin Funk, Böblingen - Fliegerstadt und Garnison, Böblingen 1974.

Dietrich Knapp, Der Deutsche Motorflugzeugbau, Band XVI, Stuttgart 1940 (Manuskript).

Bruno Lange, Das Buch der Deutschen Luftfahrttechnik, Mainz 1970, S. 356 (Textband) und S. 592 (Bildband).

Werner von Langsdorff, Taschenbuch der Luftflotten, Jg. 1927, 1931 und 1934, Frankfurt/M. 1927, München 1931 + 1934.

Patentschriften DRP No. 279 895, 479 449, 529 278, 573 166 und 580 402.

Friedrich Wilhelm Radenbach, Gottlob Espenlaub – ein Fliegerleben, Stuttgart 1943.

Schweizerische Industrie-Bibliothek (Hrsg.), Biographisches Lexikon verstorbener Schweizer, Band 4, Zürich 1955.

Erich Tilgenkamp, Schweizer Luftfahrt, Band III, Zürich 1941/42, Seiten 42, 146, 316 ff und 357.

Zeitschriften

Flight Jg. 1930, Nr. 1148 vom 26.12.1930, S. 1478.

Flugsport, Jg. 1928, Nr. 4+15
Jg. 1929, Nr. 22
Jg. 1930, Nr. 14+17
Jg. 1931, Nr. 25

Luftschau Jg. 1929, Nr. 3

Luftwacht Jg. 1929, S. 279+430+527
Jg. 1930, S. 231+482
Jg. 1932, S. 62 ff.

Der Adler (Zeitschrift d. Württ. Luftfahrt-Verbands), Jg. 1930, S.119

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jg. 1932, Nr. 8

Cockpit (Hrsg: Aero-Club der Schweiz) Jg. 1967, Heft 9

Aero-Revue, Jg. 1971, Nr. 5+6

Zeitungsausschnitte aus:

Vossische Zeitung, Der Tag, Berliner Illustrierte Nachtausgabe, Berliner Börsen-Courier, Düsseldorfer Stadt-Anzeiger, Münchener Neueste Nachrichten, Der Alb-Bote, Bergedorfer Zeitung, Neue Glarner Zeitung, Schweizer Illustrierte Zeitung, Tages-Anzeiger für Stadt und Kanton Zürich, Züricher Post, Zürcher Illustrierte

Schriftstücke und andere nicht gedruckte Belege

Alexander Soldenhoff, Tagebuch (aufbewahrt im Kunsthaus Zürich).

Ausarbeitungen, Exposés, Patentanträge und sonstige Schriftstücke von Alexander Soldenhoff aus dem Zeitraum 1925 bis 1943.

Schriftwechsel Alexander Soldenhoff mit Prof. Jules Suter, Arnold Kieser, Anton Riediger und anderen aus dem Zeitraum 1927 bis 1934.

Auszüge aus dem Flugbuch von Anton Riediger.

Unfallbericht der Polizei-Flugwache Düsseldorf vom 10.8.1930.

Bericht des Oberpräsidenten der Rheinprovinz vom 18.8.1930 betr. Absturz des Flugzeuges Typ Soldenhoff auf dem Verkehrslandeplatz Düsseldorf.

Direktion Abteilung der Militärflugplätze in Dübendorf, Zeichnung No. C-15028 der Soldenhoff „S-5“.

Originalpausen der Soldenhoff A 15 im Maßstab 1 : 10 bzw. 1 : 50.

Polardiagramme der Soldenhoff-Modelle A.S.II und III, erstellt von der AVA in Göttingen am 24./31.10.1927.

Polardiagramm No. 401, erstellt vom Institut für Aerodynamik an der ETH Zürich am 18.2.1936.

Aero-Club von Deutschland, Listen „Nennungen zum Internationalen Rundflug 1929“ aus Juni 1929 und 30.7.1929.

Aero-Club von Deutschland, Presse-Mitteilung Nr. 8 vom 16.5.1930 betr. „Internationaler Rundflug 1930“.

Reichsverkehrsministerium Nr. L4.4264/29, Schreiben an das Auswärtige Amt vom 9.7.1929 betr. Listen Internationaler Rundflug 1929.

Fédération Aéronautique Internationale (FAI), Bulletin No. 38 aus Juni 1929 und No. 40 aus Januar 1930, betr.: Challenge international de tourisme aérien.

Sonstige Quellen

Auskünfte des Direktors der Abteilung der Militärflugplätze, Dübendorf, sowie des Verkehrshauses der Schweiz, Luzern.

Internetseite „Böblinger Flughafengeschichten“, Lebenslauf und Berufstätigkeit von Wilhelm Langguth:

<https://flughafenbb.wordpress.com/1919-1945/flugpionier-soldenhoff/langguth-wilhelm/>

Illustrationen

Alle Bilder und Baupläne, soweit nicht anders vermerkt, entstammen den Nachlässen von Alexander Soldenhoff und Anton Riediger. Die Übersichtszeichnungen von So. A/3, A/4 und A/5 unterliegen dem Urheberrecht des Autors.

Danksagung

Kurt Soldenhoff und Heinz Riediger sei an dieser Stelle nochmals herzlich gedankt für das bereitwillige Zurverfügungstellen von Unterlagen aus dem Nachlaß des Großvaters bzw. Vaters und der tatkräftigen Mithilfe bei deren Auswertung.

Verwendete Abkürzungen

AVA	Aerodynamische Versuchsanstalt, Göttingen
DMB	Dornier Metallbauten GmbH, Friedrichshafen
DVL	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt e.V., Berlin-Adlershof
ETH	Eidgenössische Technische Hochschule, Zürich
RRG	Rhön-Rossitten-Gesellschaft e.V., Frankfurt/Main
RVM	Reichsverkehrsministerium, Berlin