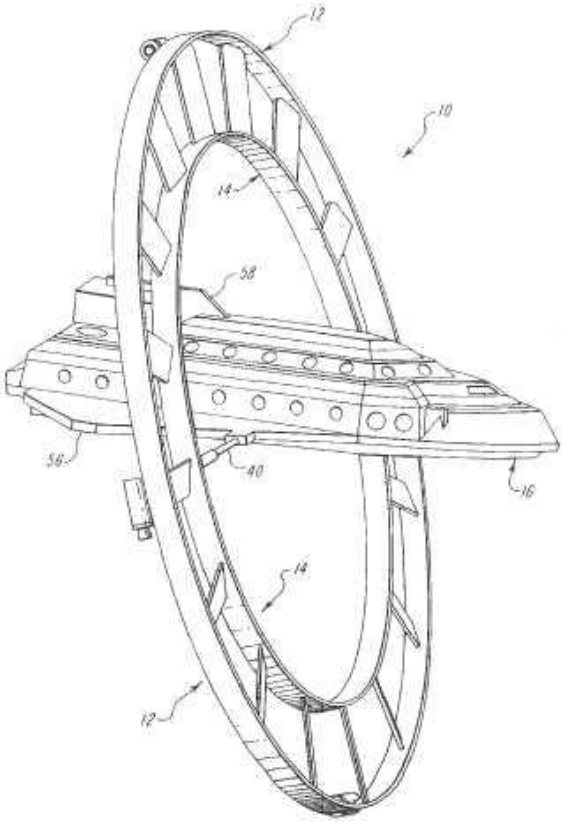
Ringflügel



„X-37B gestartet, aber es ein Erfolg?

Das erste U.S. unbemannte erneute Raumfahrzeug wurde am Abend des April 22 ohne Drama an Bord eines United Launch Alliance-built Atlas V entwickelt Expendable Launch Vehicle gestartet.

X-37B Orbital testen Fahrzeugs, macht seine ersten Raumflug, soll bieten eine flexible Space-Test-Plattform für verschiedene Experimente durchzuführen und Satelliten Sensoren, Subsysteme, Komponenten und zugehörigen Technologie effizient transportiert werden, in und aus den Raum-Umgebung zu ermöglichen, bei denen es funktionieren muss.

Aber zuerst, die Air Force und die X-plane's Designer bei Boeing und Astrotech müssen demonstrieren die Zuverlässigkeit und Leistung der Flugzeuge. Laut zahlreiche Berichte die X-37B erfolgreich bereitgestellt von der großen Verkleidung atop der Atlas-Rakete und Richtung Norden über die Arktis. Aber darüber hinaus, die Mission ist

klassifiziert, und niemand weiß, wann die X-37B zurückgegeben wird, basieren.

Für jetzt alles, was wir haben ist ein Video von dem Start:

[…]

Offiziellen Bericht aus der US-Luftwaffe

Bericht von CNET News

Hier sind einige andere Projekte von DARPA, die Meinungsmacher in den kommenden Monaten werden könnten:

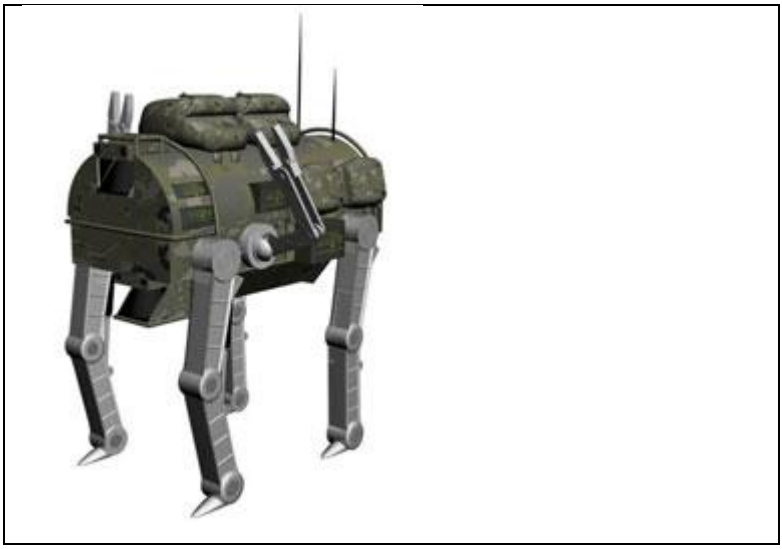
Ein Hubschrauber, der sogar Sikorsky verwirren könnten

Laut DARPA das Ziel des zusammengesetzten Hubschraubers Bremsscheibe Programm ist die Konzeption und demonstrieren die Technologien, die erforderlich, um eine neue Art von Verbindung zu entwickeln helicopter zwischen diesen Flug-Zuständen Lage High-Efficiency Hover, High-Speed-Flug und nahtlosen Übergang.

Wie tut es es? Das Flugzeug würde mit ein aft-Zug-Verbund-Flügel und ein mid-fuselage-Disks mit ausziehbarer Rotorblätter ausgestattet werden. Diese Scheibe dreht sich als ob vertikal ausziehen und Übergang zu normalen Flug durch zurückziehen des Blades lassen das Handwerk waren eine normale Rotor-Konfiguration. Die Disc würde dann als ein Flügel fungieren.

Die Vorteile sind hohe Geschwindigkeit (300-400 Knoten) gekoppelt mit VTOL-Fähigkeit. Um das Setup zu machen haben Arbeit, DARPA hinzuzufügende auch Variable Schub Impeller Prop-Fans zu erreichen hohe Geschwindigkeiten und Ingenieur das Setup, um nahtlose Übergang zwischen Modi.

Aussehen vertraut? Sag Hallo zu militärischen Big Dog



Inspiriert von der Roboter, die Boston Dynamics berühmt gemacht, der Legged Squad Support System (LS3) soll ein Roboter Maultier sein. Soldaten tragen jetzt 50 bis 100 kg Ausrüstung im Feld oft für lange Distanzen im Gelände wie den Bergen von Afghanistan. Rad-Transport ist oft nutzlos. DARPA glaubt der LS3 daransetzen, mit-halten kann mit 400 kg Nutzlast für 20 Meilen in 24 Stunden durchführen.

Auch wenn das Lasttier stehen können, bis zu müssen die Strapazen der Kälte, Hitze, Staub und Terrain, Forscher auch sicher sein es effektiv mit Soldaten interagieren kann, noch geben Sie weg von zu viel Lärm zu erstellen.

Operation nahe

Die Macht der elektromagnetischen Impulse inspirierte die Phantasie der Filmemacher — die EMP-Waffen in der Matrix — aber magnetische Weaponry-Projekt der DARPA's ist vielleicht noch seltsam. Das Magneto hydrodynamische explosiver Munition (nahe) Programm, erstellt wenn erfolgreich self-forging Eindringkörpern (Gefechtsköpfe) angetrieben durch Metall-Jets, die wiederum von einem komprimierten Magnetfluss-Generator (CMFG) generiert werden. All dies kann in einer einzigen Rakete verpackt werden.

Explosiv-formed Jets bereits entwickelt worden, aber die Jets hydrodynamisch gebildet sind soll genauer und kontrollierbar, sogar zum Punkt des Seins, kinetische Energie Sprengstoffe Art entgegenzuwirken, die oft verwendet werden, deaktivieren Fahrzeuge und Schutz gegen Minen. Sogar Schiffe konnten denkbar nahe verwenden, Marschflugkörper abzuwehren."[1]

„**Boeing-Updates über DARPA's DiscRotor**

Posted by Graham Warwick am 10/22/2010 11:25 AM CDT

Koncept: Boeing/DARPA

[1] Livingstone, Paul: Semi-secret prototypes push the envelope of strange, **Wednesday,** Apr 28, 2010**, in: <** http://www.rdmag.com/News/2010/04/Industries-Aerospace-Military-Semi-secret-prototypes-push-the-envelope-of-strange/ >.

Boeing ist der Aufbau einer 20 %-Skala Teleskopieren-Blade-Bremsscheibe Modells für Windkanal-Tests nächste Sommer unter DARPA-DiscRotor-Programm-Technologie für High-Speed-VTOL Such- und Rettungsaktionen Kampfflugzeug zu demonstrieren. Schauen Sie für weitere Details ***Aviation Week's*** Technologie-Blog, Leading Edge."[1]

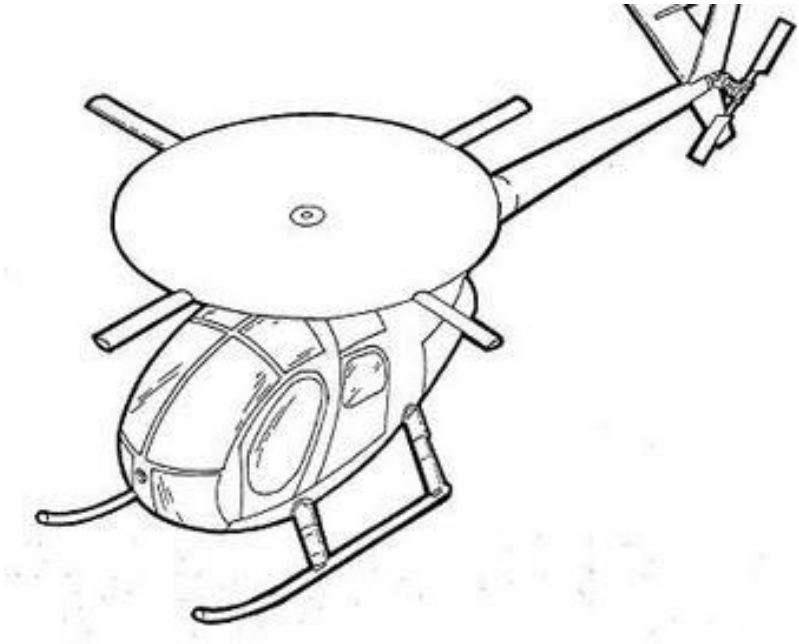
„DARPA die Entwicklung eines Hubschraubers mit einer sich drehenden Scheibe anstelle von Blätter

Von Adam Frucci,

Sep 5, 2008 02:30 PM 8,979 44

---

[1] Wawrick, Graham: **Boeing Updates on DARPA's DiscRotor**, at 10/22/2010 11:25 AM CDT, **in: <** **http://www.aviationweek.com/aw/blogs/defense/index.jsp?plckController=Blog&plckScript=blogScript&plckElementId=blogDest&plckBlogPage=BlogViewPost&plckPostId=Blog%3A27ec4a53-dcc8-42d0-bd3a-01329aef79a7Post%3A1942de97-9b00-451c-80e8-179100f3fa63** >: „Boeing is building a 20%-scale telescoping-blade disc-rotor model for windtunnel-testing next summer under DARPA's DiscRotor program to demonstrate technology for a high-speed VTOL combat search-and-rescue aircraft. For more details, check out ***Aviation Week's*** technology blog, Leading Edge."



DARPA investiert in die Entwicklung einer neuen Art von Helicopter, womit sie einen Disc-Rotor antreiben. Was unterscheidet ein Disc-Rotor Hubschrauber von einem langweiligen alten Hubschrauber? Nun, wenn die Blätter sich schnell drehen beginnen, sind sie in eine Scheibe eingefahren. Diese Scheibe dreht sich weiter, und es dient als ein "rotierende circular Flügel". Der Vor-

teil eines solchen Systems wäre das bieten von "Mobilität und Reaktionsgeschwindigkeit für Truppen- und Cargo Insertion, genügen ein laufenden militärisches Interesse für höhere Geschwindigkeit VTOL und Hover fähig Fahrzeuge, überlebensfähig sein und die Lücke im Helikopter-Escort und Insertion-Missionen" Ho-Kay! I dont get it, aber sicher wird es ordentlich zu suchen, so dass ich glaube, ich bin an Bord."[1]

„Boeing DiscRotor Hubschrauber

[1] Frucci, Adam: DARPA Developing a Helicopter with a Spinning Disc Instead of Blades, Sep 5, 2008 02:30 PM 8,979 44, in: < http://gizmodo.com/5046020/darpa-developing-a-helicopter-with-a-spinning-disc-instead-of-blades >: „DARPA is investing in developing a new kind of helicopter, one with what they're calling a Disc-Rotor. What makes a Disc-Rotor Helicopter different than a boring old helicopter? Well, when the blades start spinning fast, they're retracted into a disc. This disc continues to rotate, and it acts as a "rotating circular wing." The benefit of such a system would be to provide "mobility and responsiveness for troop and cargo insertion, satisfy an ongoing military interest for higher speed VTOL and hover capable vehicles, be survivable and bridge the gap in helicopter escort and insertion missions." Ho-Kay! I don't get it, but it sure will be neat looking, so I guess I'm on board.“

Kategorien: 800HighTech, militärischen News, Video

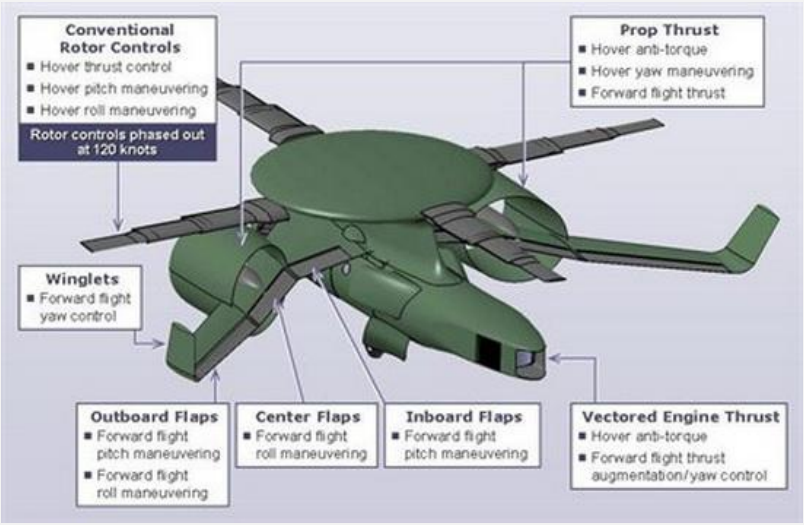
Tags: Flugzeug, Luftfahrt, Boeing, Verteidigung, Hubschraubern, Military, Militär-News, Militär-Technologie, Video

DARPA/Boeing demonstrieren Bremsscheibe Technologie im Wind nächsten Sommer...

Fortschritte in der Luftfahrt haben eine Technologie aus der Vergangenheit zu den majestätischen Kopf – der zusammengesetzten Hubschrauber

hinten erlaubt.

Das Rennen heizt bereits sich schneller, maneuverable Hubschrauber für den militärischen und zivilen Einsatz, mit der Sikorsky X 2 und Eurocopter X 3 leading the Pack zu entwickeln.



Boeing-Disc Rotor Hubschrauber

Aber Sikorsky und Eurocopter sind bei weitem die einzigen, die Konzentration auf die Next-Gen

Hubschraubertechnologie. Boeing, die vor kurzem angekündigt, seine ' plant, ein Modell 20 Prozent seiner 10LB-Blade Bremsscheibe Hubschraubers für Windkanal-Tests der nächsten Sommer zu bauen. […]

Während die traditionellen Blades ein Hubschrauber Overhead Rotor für nahtlose VTOL ermöglichen, werden Sie mit Drag-Problemen geplagt, wenn Craft subsonic Geschwindigkeiten nähert. Um Drag zu verringern, wird der Disc-Rotor Blades in die Scheibe eingezogen, nähert der Hubschrauber High-Geschwindigkeiten. Durch Propulsion auf zwei feste Flügel-Propeller zu übertragen, kann die Bremsscheibe effektiv wie ein Flugzeug manövrieren.

Boeings konzeptionellen Bremsscheibe ist in der Lage zu reisen bis zu 400 nm (460 km) mit Geschwindigkeit von 300-400 KN (345-460 mph). Zwei Wellenturbinen werden der Hauptrotor sowie

zwei feste Flügel-Propeller macht. Das Handwerk werden in der Lage, eine Nutzlast von mehr als 2, 400 lb, zu tragen und sollte in der Lage, bis zu 4 g zu manövrieren.

Boeing-Bremsscheibe

Der Bremsscheibe Hubschrauber, erfunden von dänischer Ingenieur Jacob Christian Hansen Ellehammer Anfang des letzten Jahrhunderts, wird unter DARPA Bremsscheibe Programm Hochge-

schwindigkeits-demonstrieren entwickelt, VTOL Hubschrauber für combat Search and Rescue.

Wenn Boeings Konzept Designs im 2008 entstanden, gab es Bedenken, dass seine Bremsscheibe Hubschrauber eng Gerbino Flight System, ein von amerikanischen Film Stunt Pilot Al Gerbino patentierte Design ähnelte. Aber was rechtliche Hindernisse im Weg Stand muss jetzt haben wurden gequetscht als Boeing Plan zur nächsten Sommer testing wird."[1]

„DARPA's DiscRotor is an insane plane-helicopter hybrid

[1] 800HighTech: Boeing DiscRotor Helicopter, 10 25th, 2010, **in: <** http://www.hightech-edge.com/boeing-discrotor-helicopter/9747/ >.

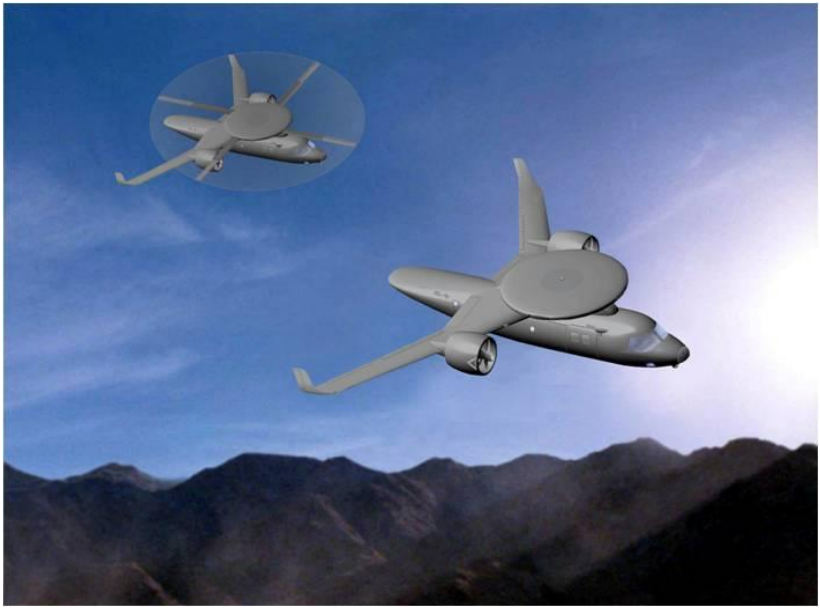
Well, I've certainly never seen a vehicle like this before. It's **DARPA's** DiscRotor, a weird combo of helicopter and airplane that has the ability to hide its rotors in a spinning disc.

The DiscRotor is still in the planning phases, with the below video just showing a concept rendering. But if and when it's built, it'll offer "more mobile, faster hover vehicles that can get troops in and out of critical situations in a hurry." Also, it sure is cool lookin'."[1]

„Disc Rotor

Programm-Manager: Dr. Daniel Newman

[1] Frucci, Adam: DARPA's Disc Rotor is an insane plane-helicopter, *1:01PM on Oct 27, 2010*, **in: <** http://dvice.com/archives/2010/10/darpas-discroto.php >.



Das Ziel des DiscRotor zusammengesetzte Hubschraubers Programm zu entwerfen und zu zeigen, die Technologien, die erforderlich, um eine neue Art von Verbindung zu entwickeln ist helicopter Lage High-Efficiency Hover, High-Speed-Flug und nahtlosen Übergang zwischen diesen Flug-Zuständen. Die Flugzeuge werden mit einen aft-fegte Flügel sowie eine mid-fuselage Disc mit ausziehbarer Rotorblätter, aktivieren die Flugzeu-

ge starten und landen wie ein Hubschrauber ausgestattet. Übergang vom Helikopterflug zum vollen Starrflügel-Flug wird erreicht, indem vollständig zurückziehen der Blades innerhalb der Disc. Ein Flugzeug in der Lage große Reichweite, high-Speed (300-400 Kts) und vertikale Take-Off and landing (VTOL) / Hover wird ein laufenden militärisches Interesse, die Lücke im Helikopter-Escort und Insertion-Missionen indem Überlebensfähigkeit, Mobilität und Reaktionsfähigkeit für Truppen- und Cargo-Einfügung befriedigen. Die Technologien sind DiscRotor: Variable Axial Flächenschalldämpfer Propfans, teleskopische Rotorblätter, Zähler-Drehmoment-Steuerelement und ein integriertes Antriebssystem erweitern. Eine technische Hauptziel des DiscRotor Konzeptes ist reversiblen Übergang zwischen Hover und Flügel Flug Staaten getragen zu erreichen. Spezifischen Ziele des Programms DiscRotor Compound Hubschrauber umfassen: Nachweis der Machbarkeit zurückziehen der ausziehbare Blades in die Scheibe,

charakterisieren die Flowfield-Umgebung erstellt von ein-Bremsscheibe, Nachweis der Bremsschei-be-enabling Technologies und entwerfen und Windkanal-Tests einen versenkbare Rotor-Demonstrator."[1]

„More Rotary Innovation

November 1, 2010 10:50 am

Think Defence

Combat

23 comments

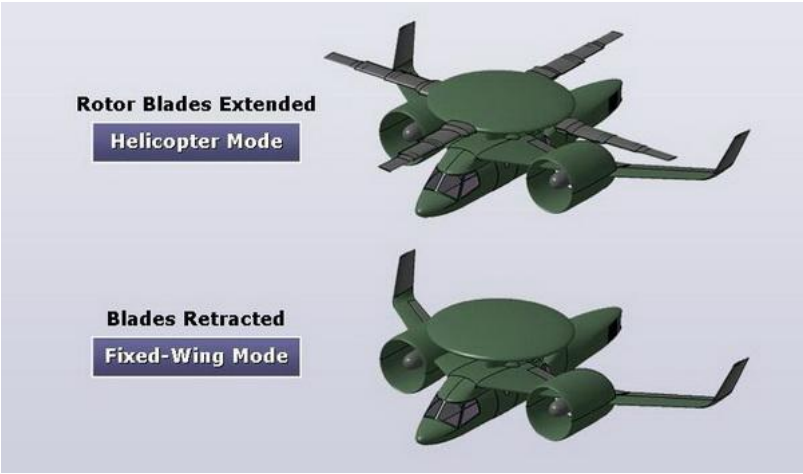
The US seems to be forging ahead with a number of vertical lift innovations.

Moving on from the Sikorsky X2 demonstrator is the Light Tactical Helicopter […]

[1] Newman, Daniel: Disc Rotor, *abgerufen am 11. 1. 2011*, **in: <** http://www.darpa.mil/tto/programs/discrotor/index.html >.

Boeing is not standing still either and building a reduced scale telescoping-blade disc-rotor model for wind tunnel testing next year under DARPA's DiscRotor program to demonstrate technology for a high-speed VTOL combat search-and-rescue aircraft.

[…]



Meanwhile, the first Merlin HM2 upgrade has taken to the sky. Of the 44 Merlin HM1 purchased, 2 have been lost in accidents and 4 are in storage.

In January 2006, Lockheed Martin UK was awarded the contract for the Merlin capability sustainment plus (CSP) upgrade programme. The programme is planned to sustain capability until the planned 2030 out-of-service date.

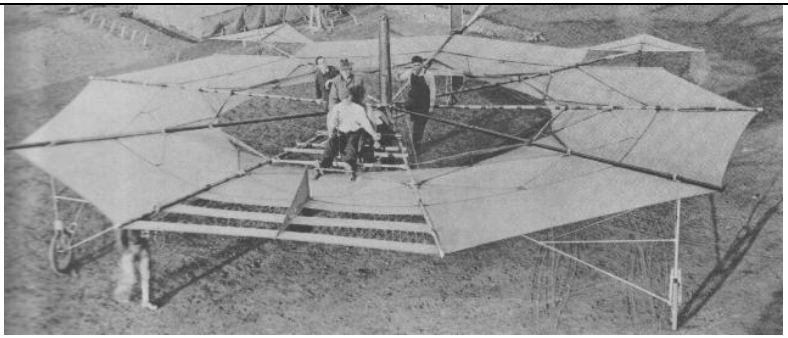
The upgrades include: the introduction of open systems architecture, improvements to mission system processing, new touch-screen flat-panel flight displays and upgrades to the Blue Kestrel radar and sonar systems. Entry into service for the upgraded helicopter is planned for 2013.

Merlin HM2

Only 30 of the remaining 38 aircraft are being upgraded to HM2 level, no news yet on what is hap-

pening to the 8 not being upgraded and the 4 in storage but it is expected that some will replace the Sea King ASaC Mk7 and the remainder may be used for SAR, if the SAR PFI deal is stopped."[1]

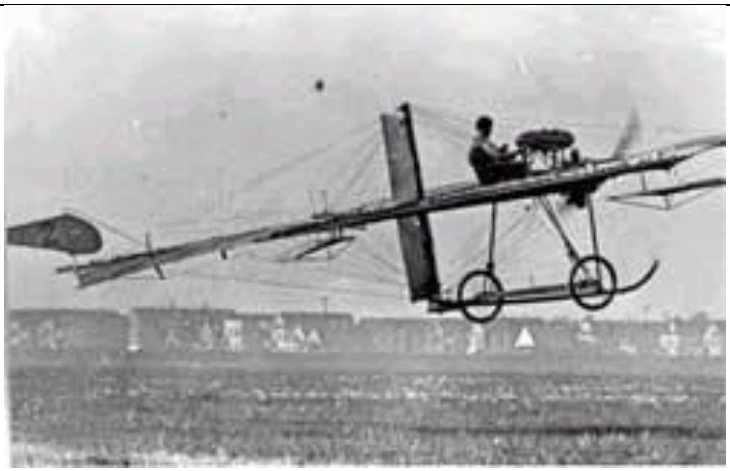
„NON-GERMAN CIRCULAR AND DISC AIRCRAFT HISTORY - PART I (1911-1943)

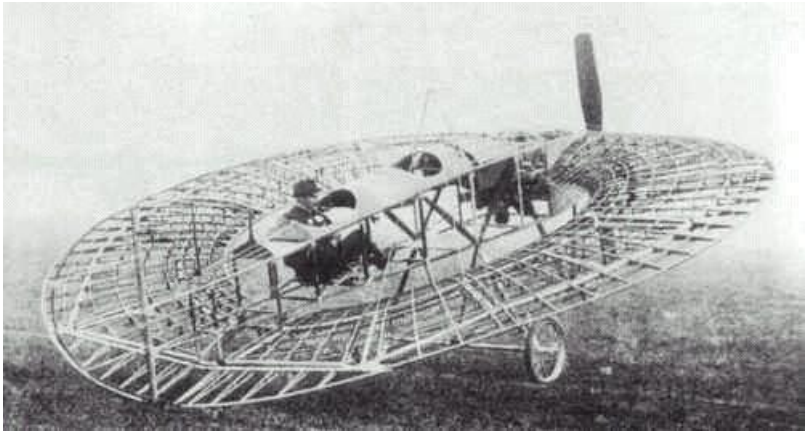


1911 McCormick-Romme Umbrella Plane
(aka Vought Umbrella Plane)

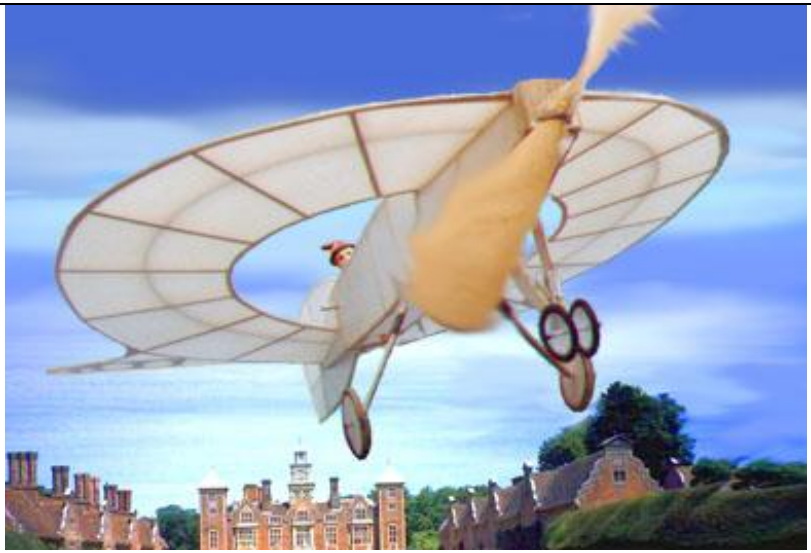
[1] THINK DEFENCE: More Rotary Innovation, November 1, 2010 10:50 am, **in: <** http://www.thinkdefence.co.uk/2010/11/more-rotary-innovation/ >.

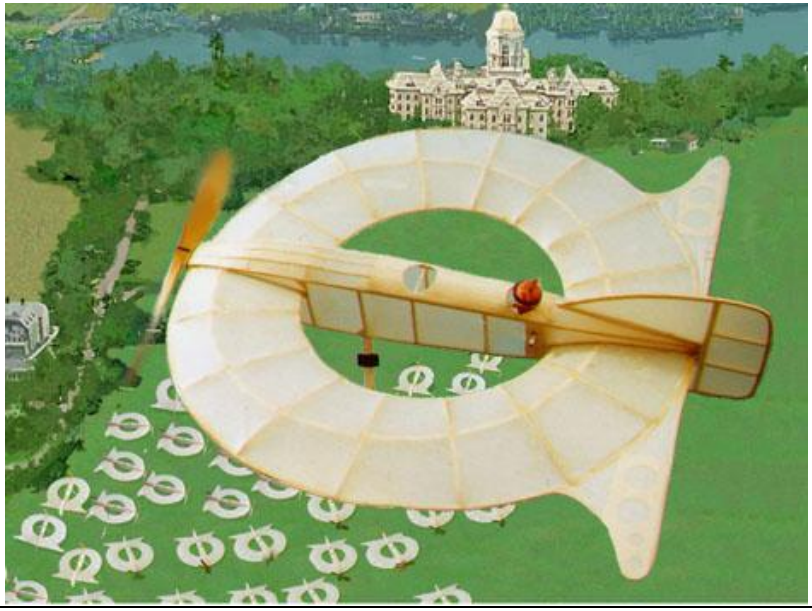
2

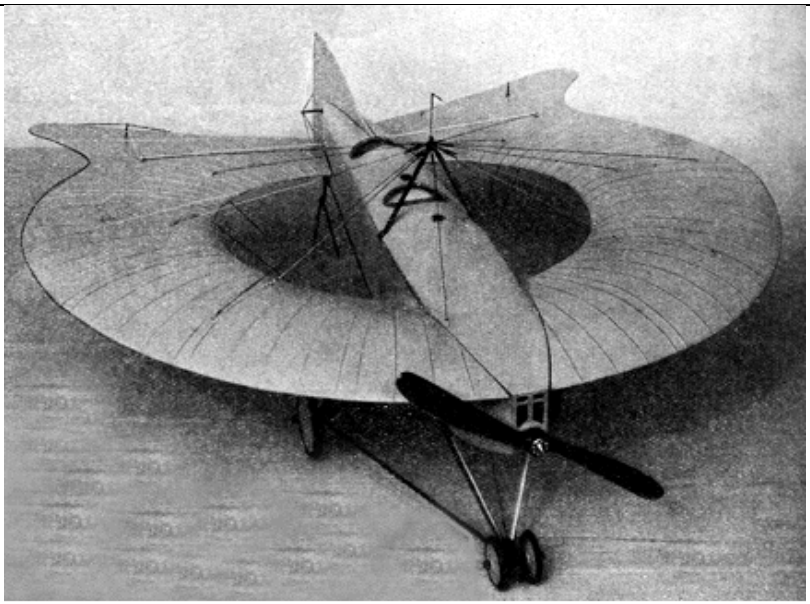


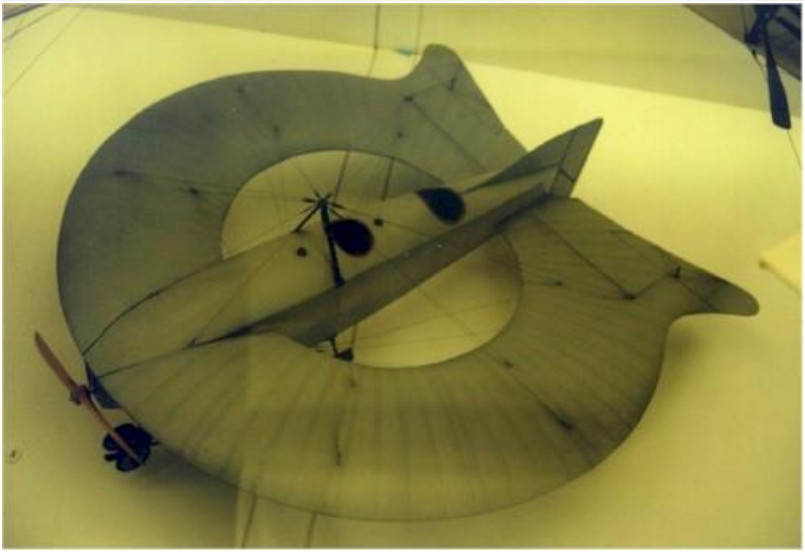


1913 Lee Richards Annular Monoplane





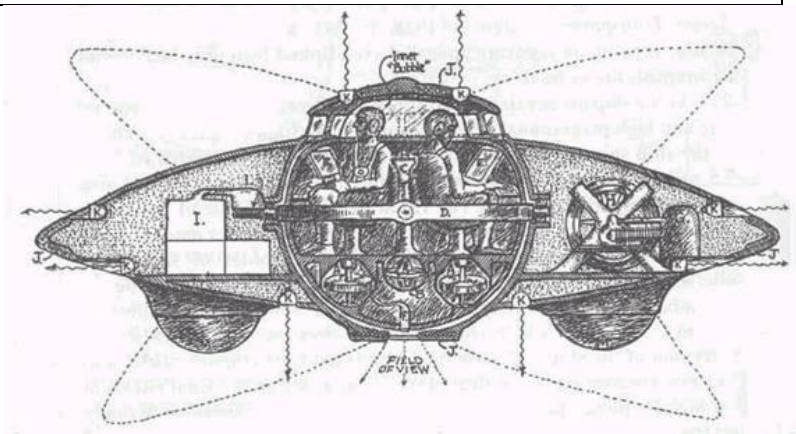




Lee Richard's Annular wing

A scaled model in the Science Museum in London

Lee Richards Annular Biplane Replica

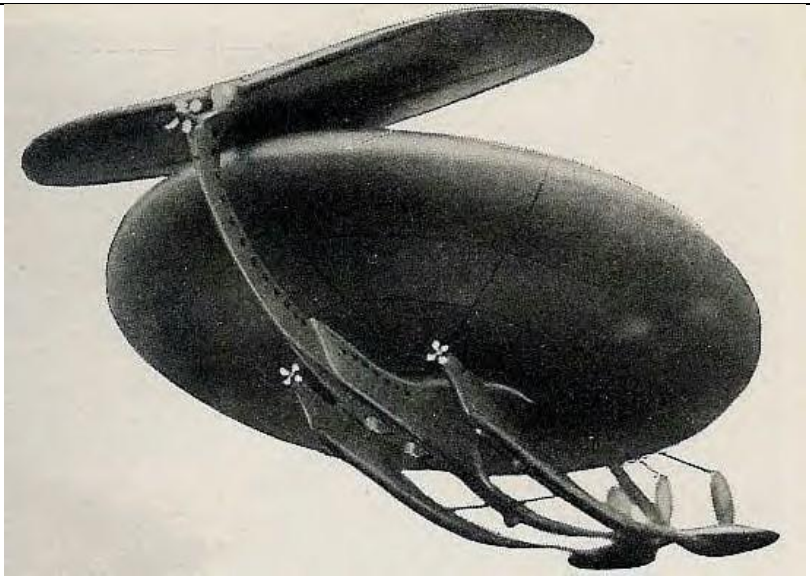


Tesla Electro-Gravitational Flight Machine

Click Here

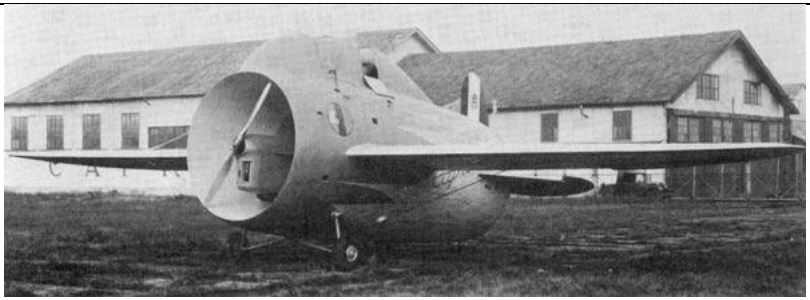
1929 Paul Maiwurm Fly Wurm annular

1931 Union Rotorplane cylinder wing

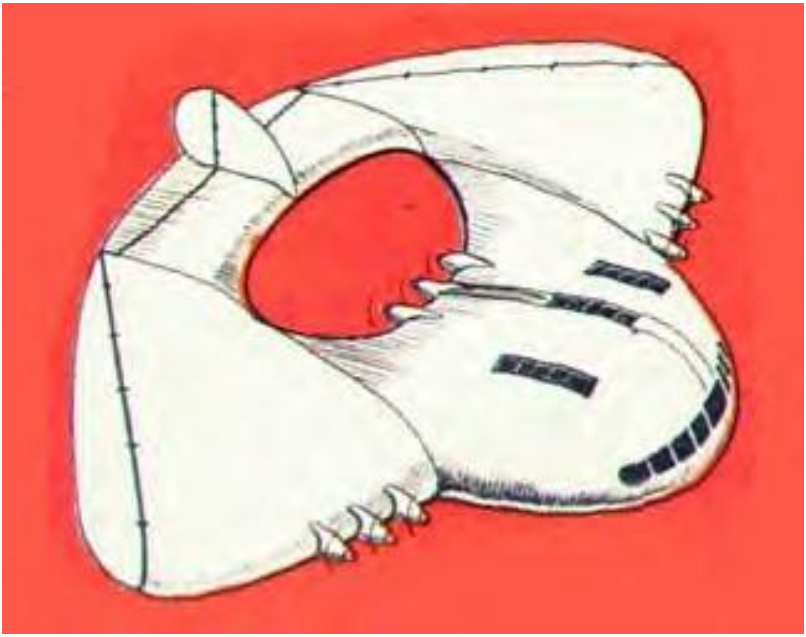


1932 Guido Tallei Diri-Disk Blimp

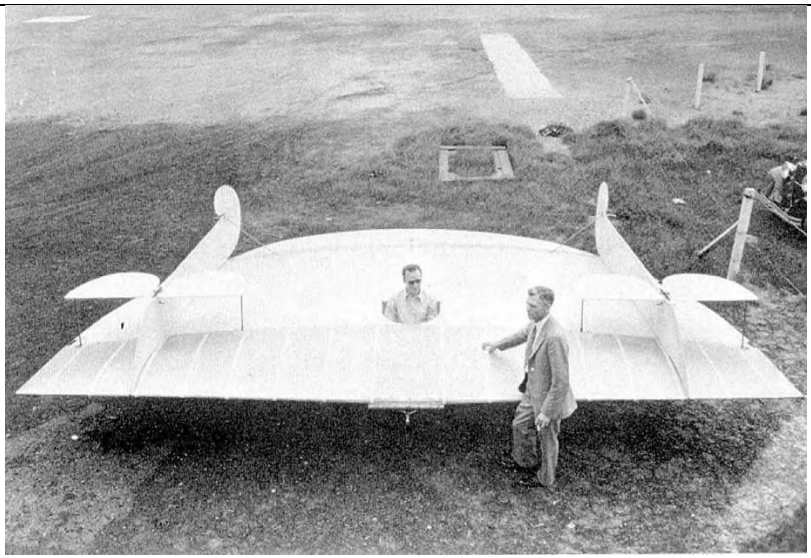
Click Here



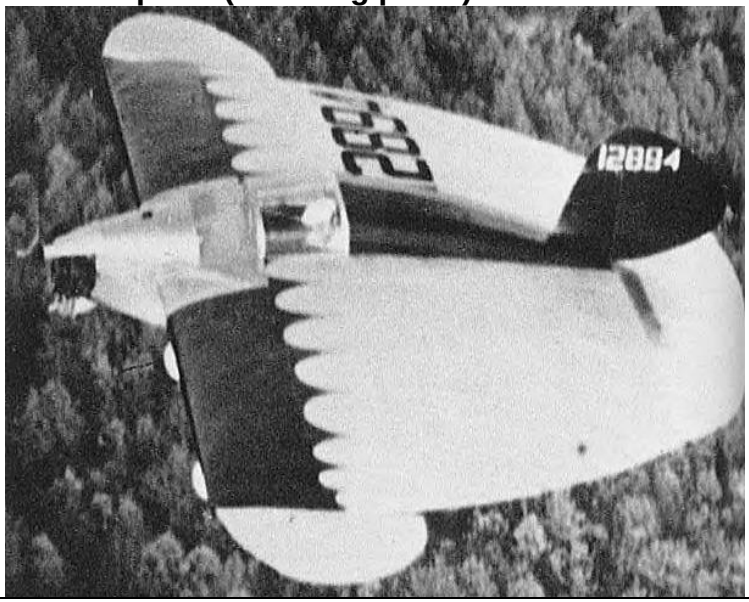
1933 Caproni Stipa annular



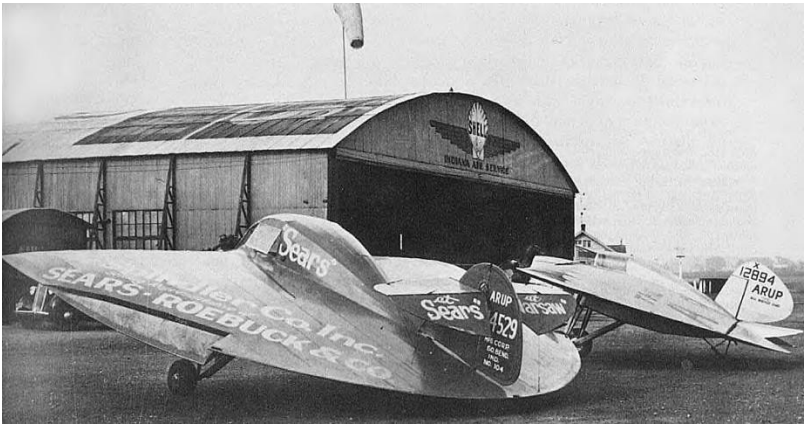
1933 Antes Annular Wing Monoplane Design



1933 Arup S-1 (aka Dirigiplane)

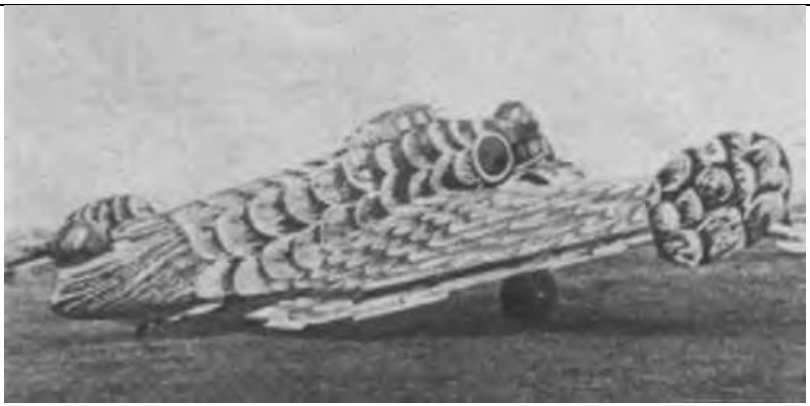


1933 Arup S-2

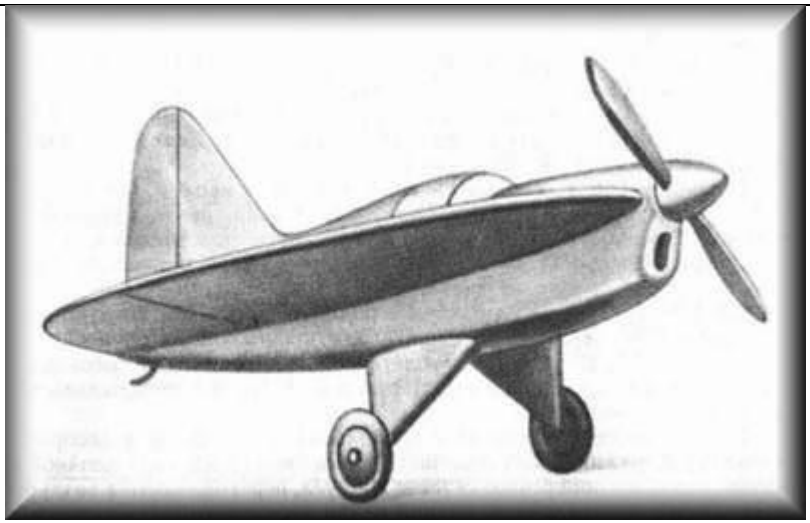


1935 Arup S-4 and older S-2

1934 Nemeth Round Wing



1936 Kalinin K-12



1937 Moskalev SAM-9 Strela

1938 Jonathan Caldwell Grey Goose

Click Here

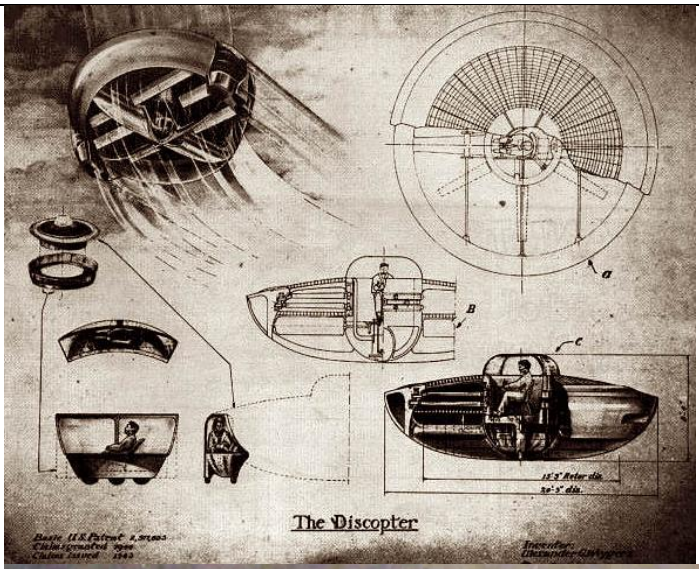
1942 Vought-Zimmerman V-173 Flying Flapjack

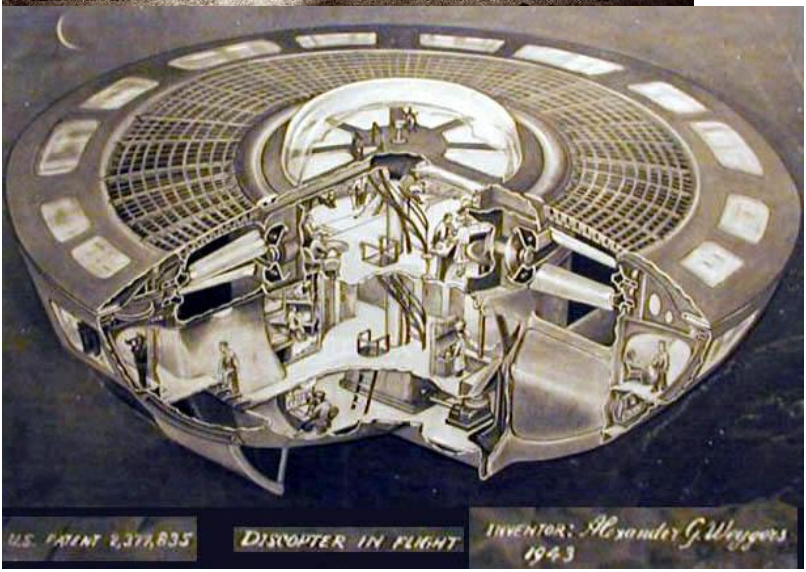
U.S. NAVY

U.S.NAV

1943 Vought XF5U-1 Skimmer

1943 Boeing B-390 Design


A
B
C
The Discopter


U.S. PATENT 2,377,835
DISCOPTER IN FLIGHT
INVENTOR: Alexander G. Weygers
1943

Alexander G. Weygers Discopter (1943) "[1]

Flugscheibe mit Leitwerk[2]

[1] discaircraft: **NON-GERMAN CIRCULAR AND DISC AIRCRAFT HISTORY - PART I (1911-1943)**, in: < http://discaircraft.greyfalcon.us/World%20Disc%20Development.htm >).

[2] RCLine: Flugscheibe mit Leitwerk, abgerufen am 16. 1. 2011, in: < http://www.rcline.tv/photo/1016/flugscheibe-mit-leitwerk>.

Microdisc Prototype[1]

„ARTHUR SACK A.S.6/Me-600 BUSSARD

(1939-1945)

Von Rob Arndt

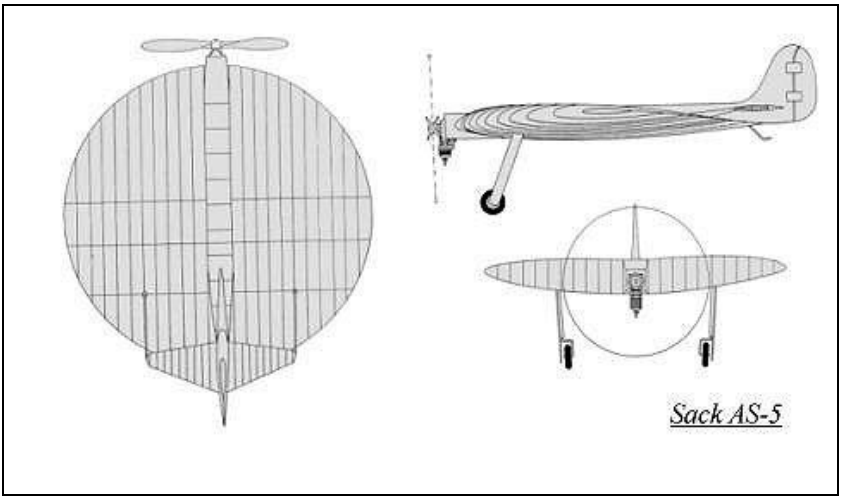
[1] Rob, Arndt: Microdisc Prototype, Thu, 18 Oct 2007 07:21:13 −0700, in: < http://newsgroups.derkeiler.com/pdf/Archive/Rec/rec.aviation.military/2007-10/msg00714.pdf >.

Arthur Sack
und sein 'Flugzeug'

Arthur Sack war ein Landwirt, der aero-Modellbildungen genossen.

Juni 1939 in Leipzig-Mockau besuchte er den ersten Nationalwettbewerb der Aero-Modelle mit Verbrennungsmotoren, wo er Hand-seine erste aero Modell mit einem kreisförmigen Flügel, die AS-1 ins Leben gerufen. Es besaß eher schlechte fliegende Qualitäten. Von Arthur Sack bereits 125 cm gemessen und gewogen nur 4,5 kg, powered by Kratmo-30 Motor von 0,65 v und 4.500 UPM bei einem Propeller 600 mm Durchmesser. Seine kreisförmige Flugzeuge konnte nicht von selbst aus dem Boden zu heben, und Sack musste schließlich werfen es in die Luft in seiner Verzweiflung.

Nach dieser assisted Takeoff gelang es das Modell 100 Meter der stabile Fluglage, nur knapp erreichte die Ziellinie durchführen.



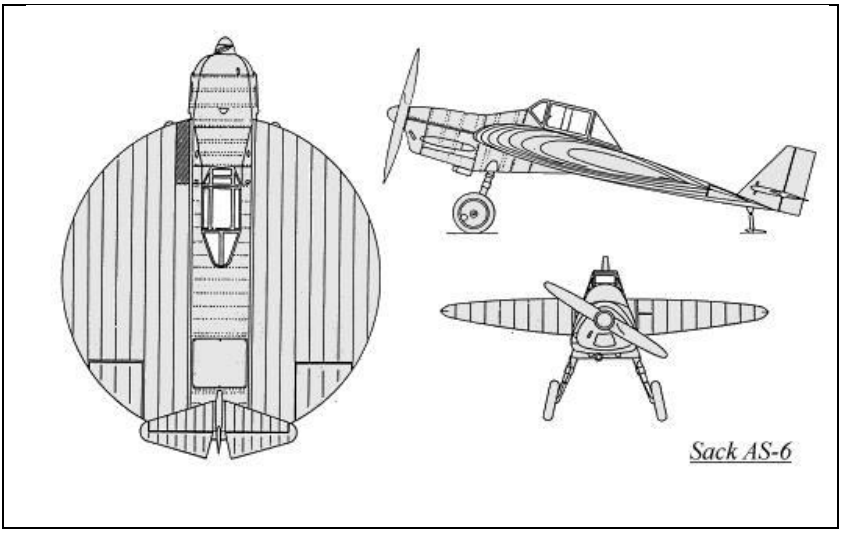
Jedoch aufmerksam das merkwürdig-geformte Modell sofort Air Generalminister Udet, war fasziniert von der kreisförmig und gab Sack Erlaubnis, mit seiner Forschung mit offiziellen Rückhalt fortzufahren. Sack begann unverzüglich Bau der A.S. aero Modelle der zunehmenden Größe bis zu der A.S.5, die bei weitem den größten fliegenden Modell war. Mit einer Spannweite von 125 cm 159 cm Länge und Höhe von 65,3 cm das Zweiblatt-Propeller-Modell nahm die Luft und

erwies sich als die Solidität der grundlegenden Design.

Von diesem Zeitpunkt an Sack war entschlossen, eine bemannte Maschine zu bauen, die die Arthur Sack A.S.6V-1 werden würde.

Das Flugzeug wurde erbaut Leipzig beginnend im Januar 1944 in den Werkstätten der Mitteldeutsche Motorwerke Unternehmen. Montage und endgültig zu Stimmung wurden auf dem Flugplatz-Werkstatt-Workshop bei Brandis Air Base während des gleichen Monats durchgeführt.

Die grundlegende Struktur wurde Sperrholz gemacht, während das Cockpit, Pilotensitz und Fahrwerk, die alle von einem alten kamen mir Bf 109 b zerstört. Die Engine stammt von einem mich Bf 108 Taifun, ein Argus As 10 C-3 von 240 PS, die Arbeiten an einer alten hölzernen-zwei-Blatt-Propeller.



Februar 1944 begann der A.S.6V-1-Taxi-Test, pilotiert von Baltabol aus der ATG/DFW von Leipzig. Der erste Test bewiesen, dass das Ruder nicht stark genug war und einige struktureller Schäden aus dem Test resultierte.

Während der zweiten Prüfung wurden fünf separate Take-Off läuft aus der Landepiste 1.200 Meter bei Brandis versucht. Es wurde bald entdeckt, dass die Steuerelement-Flächen fehlgeschlagen ist, um ordnungsgemäß zu funktionieren, weil Sie im Vakuum Bereich produziert von der circular Wing während taxiing positioniert wurden. Das rechte Bein über das Fahr-

werk wurde auf dem letzten Durchlauf beschädigt.

Aufgrund von Einschränkungen des Krieges waren stärkere Motoren als der Low-hp-Argus nicht verfügbar, sodass der Einfallswinkel erhöht wurde. Der Testpilot schlug zu diesem Zeitpunkt verschieben das Fahrwerk zurück 20 cm, aber aufgrund der strukturellen Gründen, die nicht überwunden werden konnten, die Änderung zu riskant gehalten wurde. Stattdessen Bremsen aus eine Ju-88 installiert wurden, 70 kg Ballast wurde vor der Flügelholm Nr. 3 hinzugefügt, und die Schwanz-Flächen wurden durch Hinzufügen von 20 mm Wellpappe Platten erhöht.

Der dritte Testflug wurde auf 16 April 1944 über die 700 Meter-Streifen am Brandis durchgeführt.. Gab es keinen Wind, und das Flugzeug rollte 500 Meter ohne Aufhebung seines Schwanzes. Keine aerodynamischen Kontrolle über die Empennages wurde erreicht. Das Flugzeug konnte machte einen kurzen Hop aber nicht in die Luft.

Kunst von Justo Miranda

Während der vierten war Flight Test der Sprung ein bisschen länger; jedoch Querneigung die Ebene auf der linken Seite wegen der Torsion generiert durch den Propeller, dieser wird sehr schwierig, in einem kleinen Spannweite-Flugzeug zu balancieren.

Nach dieser Baltabol alle Hoffnung verloren und die Installation eines ordnungsgemäßen Daimler-Benz-Motor aus einer aktuellen mich Bf 109 und ein voll-ständiges Studium der grundlegenden Design in einem

aerodynamischen Wind-Tunnel empfohlen. Sack ging das Problem selbst bis zum Ende des Krieges in der traditionellen Weise zu lösen versuchen.

Die A.S.6V-1 würde SA haben für die Dauer es nicht gewesen für die Ankunft der Gruppe I / JG400 bei Brandis im Sommer 1944. Diese waren zuversichtlich, dass neuen mich-163 Komet Piloten viel Erfahrung mit schwierigen Starts und Landungen mit kurzer Spann-weite Flugzeugen hatte. So war es unvermeidlich, dass einer von Ihnen, Oberleutnant Franz Roszle, einen Versuch machte, fliegen, was die Gruppe der "Bierde-ckel" (Bier Tray) benannt!

Sein Versuch, wie Baltabol vor ihm, endete mit einer kurzen Hop und brach zusammen Fahrgestell. Der Komet-Pilot machte den gleichen Vorschlag zu Sack über den Entwurf im Windkanal getestet und dann umdrehen des Flugzeugs zu Messerschmitt für ord-nungsgemäße Redesign mit Komponenten der neues-ten mich Bf 109 Kämpfer, einschließlich Rüstung. Sack weigerte sich zu hören, oder Fragen keinen Gefallen

von RLM. Messerschmitt bekam Wort des A.S.6V-1 und tatsächlich vorgeschlagen, dass eine neue A.S.7V-1 als mich-600 umbenannt werden sollte.

Die vorgeschlagene mich-600 hätte die circular Wing erheblich vergrößert und featured einen kompletten Rumpf mit den neuesten DB 605 ASCM/DCM von 2.000 hp mit MW-Injektion und ein vier-blättriger Propeller, neu positioniert Gear verbesserte Steuerflächen, neu gestalteten Leitwerk, Galland Hood und sechs MK-108 Kanonen, die in die verstärkte circular Wing begraben! Mit Windkanal Daten Korrekturen und Messerschmitt Bau hätte der projizierten mich-600 eine formidable 500 mph-Fighter.

Die ungerade circular Wing hatte bereits die Komet-Piloten, die Vorschläge für einen neuen Spitznamen. Sie würden Sack-Flugzeuge anrufen, die es in der Bekämpfung der "Bussard" (Buzzard)! Der Name wurde von der Natur des A.S.6V-1 vorgeschlagen, die nicht viel fliegen, sondern verbrachte viel Zeit auf dem Boden

und aus "Altern" Teile!

Aber Sack nie die Chance, die A.S.6V-1 zu beheben, wie es war ein Tag strafed und dann up Cut und demontiert vor UNSTruppen trafen bei Brandis im April

1945 Sie fanden keine Spur des Flugzeugs.

Technische Daten:

Typ: Experimental aircraft

Wings: Kreisförmig, AVA-Göttingen-Profil mit dreieckigen Querruder

Struktur: Holz

Beschichtung: Sperrholz

Leitwerk: Konventionelle, basierend auf die Klemm Kl 35 Ones

Fahrwerk: feste, entnommen ein mich Bf-108 Taifun mit Ju-88-Bremsen

Motor: Argus As 10 C-3, invertiert V-8, luftgekühlt, 240 PS: Zwei hölzerne Propellerblätter, 250 cm im Durchmesser

Spannweite: 500 cm

Länge: 640 cm

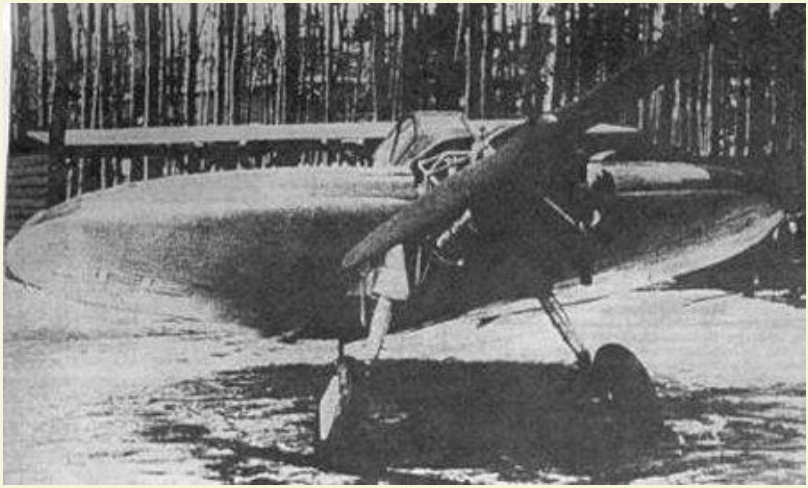
Höhe: 256 cm

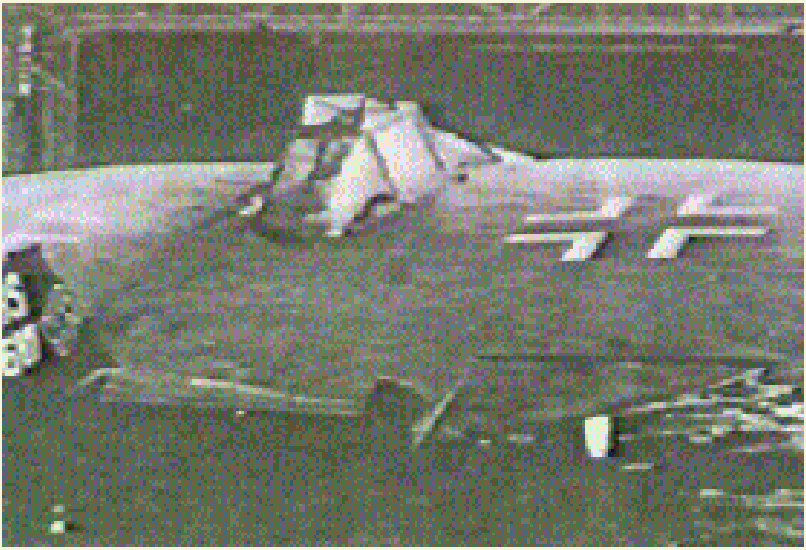
Flügelfläche: 19,62 m2

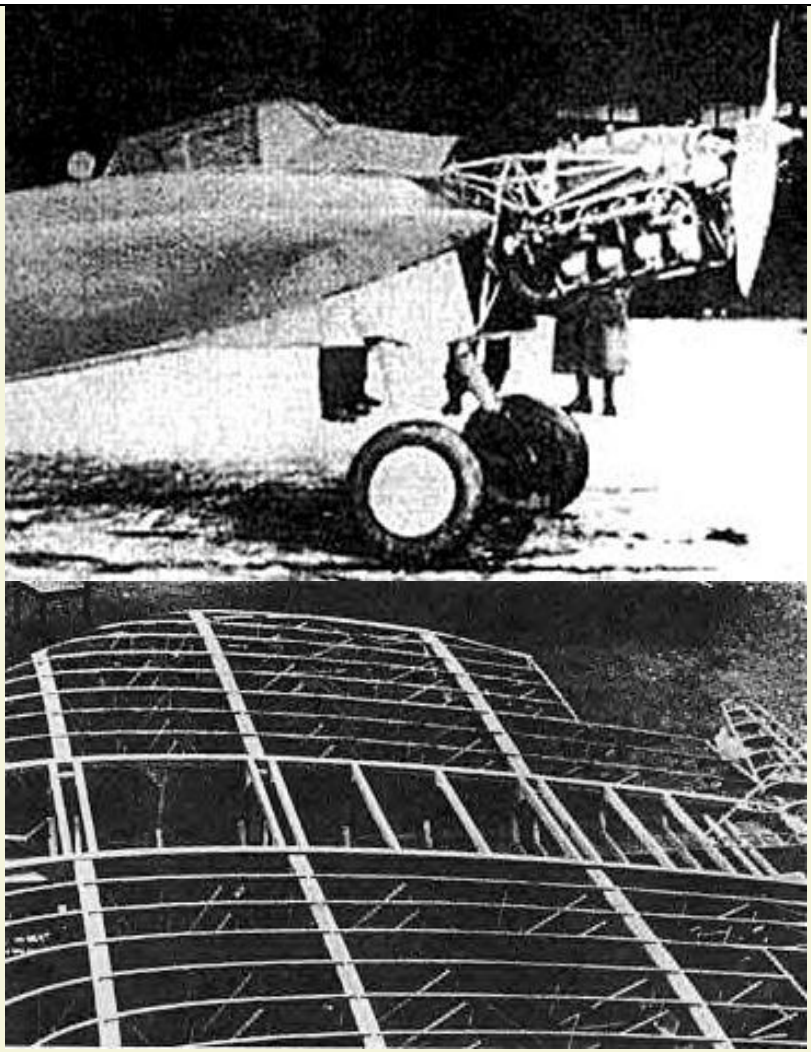
T/O Gewicht: 900 kg

Wingload: 45.87 kg/m2

1.Staffel







Hölzerne Konstruktion von A.S.6V-1, Januar 1944

A.S.7, die Vorbereitung für den Abflug

Hypothetischen A.S.7 im Flug

Hypothetischen A.S.8 zweimotoriges Design mit hinteren Schieber propeller

A.S.8 in afrikanische Farben

Zwei A.S.8-Flugzeuge auf Patrouille

Kunst von Joerg Benscheidt

Moderne zivile Disc Flugzeug - die Rowe UFO

Scheint, das der deutsche Begriff in lebt,

aufQueensland, Australien

.Dieser private Disc-Ebene ist sehr ähnlich dem Sack

einfache Konstruktion... noch diesein fliegen!

KREIS-CW-FLUGZEUGE

Dieses Flugzeug ist die zweite Version von einer experimentellen circular Flugzeug entworfen und gebaut von Ron J Feast of Sydney.

Das Flugzeug wurde aus einer Reihe von flying Models machte über Aperiod 3 1/2 Jahre weiterentwickelt. Nach dem Erstellen zuerst einer vollständiges Größe "mock Baubeginn bis, im Oktober 1997 am Flughafen

von Bankstown. Australien Hoop Pine wurde für die Rumpf-Frame und Sperrholz für die Abdeckung verwendet.

Jeder der wichtigsten vorderen und hinteren Kotflügel wurden gebaut, in einer Länge.Sie haben im Feld SPARS gebogen. Alle die Flügel mit Ceconite (einem Polyestergewebe) mit Ausnahme der Vorderkanten der wichtigsten Flügel fallen die Sperrholz abgedeckt sind.

Die Engine ist ROTAX 912 UL 80 HP. Das Fahrwerk war

strut Typ ausgerüstet, die Flügel und einen lenkbaren Spornrad.

Flugtests begannCamden Flughafenim August 2000

Der erste Flug war im Juli 2001.

Der Testpilot war Graham White. Flugtests hielt sich bis Dezember 2001 als im Interesse der gute seitliche Kontrolle bei sehr langsam Landung Geschwindigkeiten dieses Flugzeugs beschlossen wurde, eine Reihe von Designänderungen zu machen.

Die wichtigsten Heckflügel wurde vorwärts verscho-ben, um eine kompaktere äußere Form zu erhalten.

Verkürzte Seitenflügel wurden gebaut. Beiden wichtigsten Flügel wurden geschnitten in der Mitte und trat innerhalb der Rumpf einer 5° Dihedral zu erhalten. Ein Dreirad-Fahrwerk wurde gebaut, bestehend aus gehärtetem Aluminium-Blattfedern, Expansion Schraubenfedern und Kabel. Das Bugrad hat eine Castering-Aktion. Querruder und Aufzüge haben führende Kanten und vergrößerten gestrafft.
Es wurde im November 2004 abgeschlossen. Erste Taxi-Tests im Februar 2005."[1]

„Form follows function 2 - Das Brown-Konzept

[1] Rob, Arndt: **ARTHUR SACK A.S.6/Me-600 BUSSARD (1939-1945)**, abgerufen am 14. 1. 2011, in: < http://discaircraft.greyfalcon.us/ARTHUR%20SACK%20A.htm >.

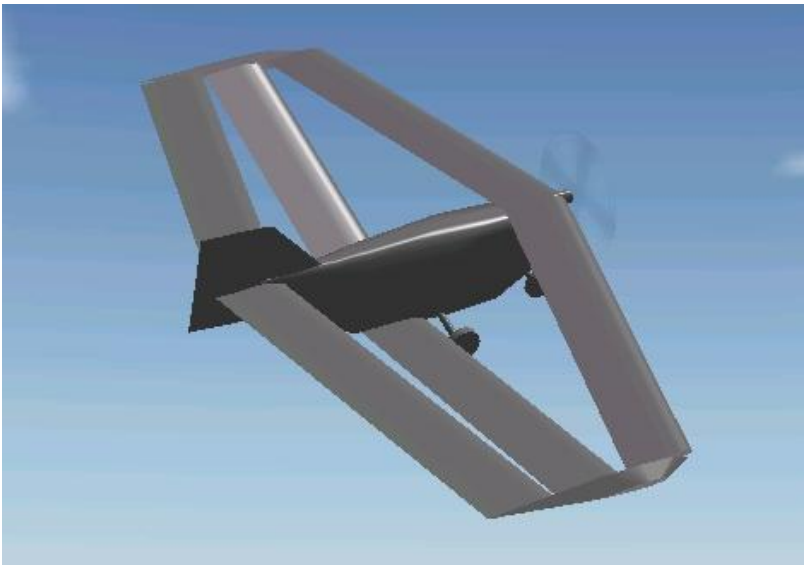
Dieses seltsam klobig wirkende Pusher-Flugzeug links, das nur einmal im Jahre 1932 gebaut und erfolgreich geflogen wurde, war für mich 1978 der Anlass über neue Flügelkonzepte wie Ringwing und Boxwing nachzudenken.

Es gibt bei Youtube einen Film über dieses Flugzeug und seinen Erstflug:

Link zum Film, ab Minute 6 10:

[…]

Hätte Herr Brown seinerzeit die heutigen Möglichkeiten gehabt, hätte er das Flugzeug vermutlich einfacher und etwas anders ausgelegt. Insbesondere für ein 115 kg Flugzeug, wie es derzeit in Deutschland diskutiert wird. Für diese neue kleinste Klasse macht der Warren-Wing mit zentraler Stützfläche viel Sinn. (Warren-wing nennt man jene Rautenflügel, bei denen die mittlere Stützfläche von Brown fehlt. Sie stallen harmlos, sind aber problematisch in der Längsstabilität, weil das Nickmoment das Vorzeichen wechselt.)



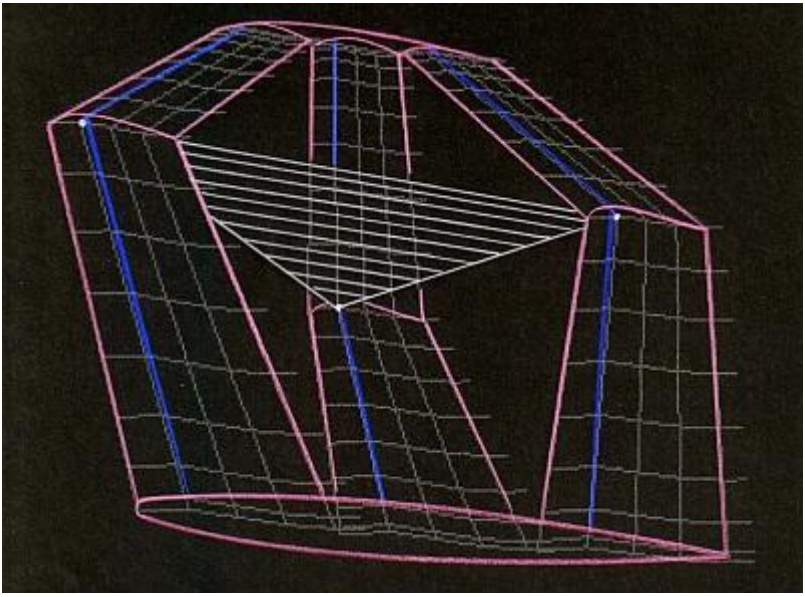
Hier das Konzept von Brown in einer Auslegung mit 6,8 m Spannweite, 13 qm Fläche, Rumpf 3,1 m lang und Höhe 1,11 m (ohne Seitenleitwerk).

Ein kleines Flugzeug mit Gleitzahl (A/W) 10,5 und Vmin von 58 km/h, Vmax mit 0,125 PS/kg MTOW = 30 PS = 128 km/h. Startstrecke ca. 50 m, Steigen um 3 m/s (theoretische Werte).

Alle Flächenteile sind absolut identisch und haben keinerlei Schränkung, könnten also aus einer

Form oder einem Extruder stammen. Die Steuerung wird über geringes gleich- und gegensinniges Verdrehen der hinteren Flächenteile und ein konventionelles Seitenleitwerk sehr effektiv möglich. In x-plane muss man mit Elevons am hinteren Flügel steuern, hier fliegt das System extrem sicher und gutmütig.

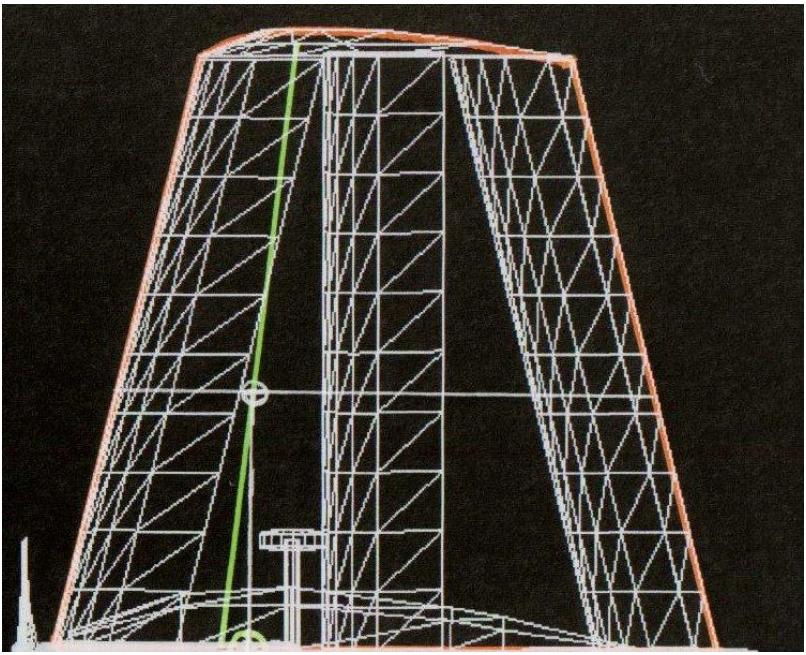
Was spricht nun für eine solche Auslegung?



Einsichtig ist zunächst, dass solch ein Flügelverbund, dessen 25% Linie blau eingezeichnet ist, sehr stabil und leicht gebaut werden kann. Da die Teilflächen alle identisch sind, ist es möglich, sie aus einer einzigen Form zu gewinnen.

Der Rumpf, für den bei einem 115 kg Flugzeug kaum mehr als 25 kg zur Erstellung bleiben (Gewicht eines Mittelklasse Fahrersitzes), kann sehr klein sein und aus einem 2-D-Rahmen bestehen, auf den seitwärts Halbschalen aus einem leichten 3-D-Gewebe gesetzt werden.

Sicherer kann man einen Piloten in einem 115 kg flieger nicht unterbringen als in einem "Flügelkäfig".



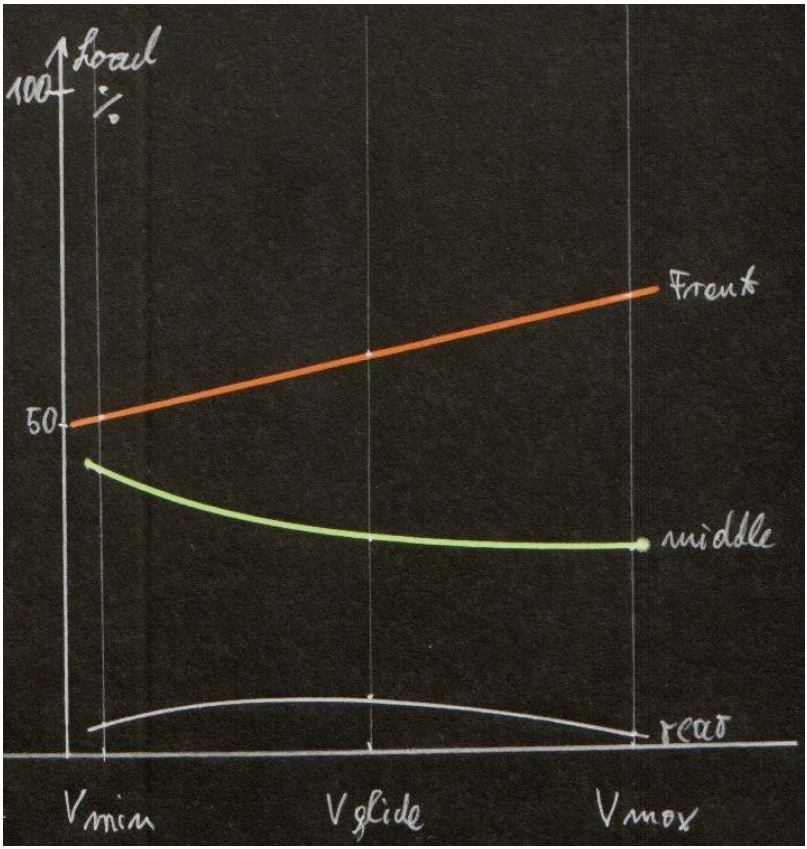
Rechts das oben abgebildete Flugzeug in einer Halbansicht. Orange der Umriss des Gesamthalbflügels, grün gezeichnet die zu diesem Umrissflügel gehörige 25% Linie.

Bei solchen nichtplanaren Flügelsystemen kann man zeigen, dass bei stabil fliegenden Systemen deren Schwerpunkt von einer Lage auf der 25%

Linie des Umrissflügels abgeleitet werden kann, wenn man die Gesamtzirkulation berücksichtigt.

Anders gesagt: Die einzelnen Flügel erzeugen eine Verteilung des Auftriebs über der Längs- und Querachse, die dem eines konventionellen Flügels gleichen Umrisses ähnelt.

Interessant auch die Auftriebsverteilung über Vmin-Vmax, wie sie einem das x-plane Programm liefert, das mit einem Panelisierungsverfahren ganz anders arbeitet als das Vortex lattice Programm, mit dem Flugzeuge von mir ansonsten untersucht werden.



Vertikal abgetragen in % der Anteil der einzelnen Flügel am Gesamtauftrieb über der Geschwindigkeit. Der Auftriebsanteil des vorderen Flügels (orange) steigt annähernd linear mit der Geschwindigkeit. Der Anteil des mittleren Flügels

(grün) sinkt mit der Geschwindigkeit. Der Anteil der hinteren Fläche (weiss) ist im Gleitflugbereich am grössten. (Daten aus x.-plane)

Bei Tandemflugzeugen, zu denen neben dem gestaffelten Box-wing auch der Warren-wing zählt, ist das ähnlich, aber es fehlt die Stabilisierungsfläche (weiss), weil diese durch die hintere Fläche mitgebildet wird. Entsprechend wird die hintere Fläche beim Abfangen oder Kurvenflug deutlich mehr belastet als beim Normalflug. Ein Tandemflugzeug kann bei ungünstiger Gestaltung (tragender Rumpf, sehr grosse Pfeilung der vorderen Fläche) auch über den hinteren Flügel stallen!

Der Triplewing von Brown löst diese flugmechanische Problematik durch eine nachgeordnete Stabilisierungsfläche. Er bietet also neben statischen auch flugmechanische Vorteile, wenn man harmlosen Sackflugstall und vermutlich auch Unmöglichkeit von Trudeln und Abkippen als Vorteile

sehr kleiner, leichter Flugzeuge sehen will, die aufgrund der geringen Masse in Boen sehr schnell Fahrt verlieren können, wenn der Pilot unaufmerksam ist.

Intermezzo mit der Software

X-plane, ein Simulator, um ein Flugzeug zu "untersuchen"? Kann das richtig sein bzw. gut gehen, werde ich oft gefragt. Nun, die die Ergebnisse von x-plane und dem Vortex-lattice Programm, das ich sonst verwende, sind sich im Ergebnis sehr ähnlich, wenn auch die des vortex Programms natürlich weit schärfer und detaillierter sind.

Dafür kann x-plane die Dynamik unter Einbeziehung von Massendynamik, Anstellwinkelschwingungen im Wetter, Verlauf des Slipstreams mit seinem Einfluss auf Tragflächen und Ruder und den Einfluss des Rumpfes (nicht dessen Umströmung) berücksichtigen sowie auch zeigen, wie

sich das Flugzeug am Boden, beim Starten und Landen verhalten wird. Das Vortex-Programm zeigt nur stationäre Flugzustände, die aber sehr exakt.

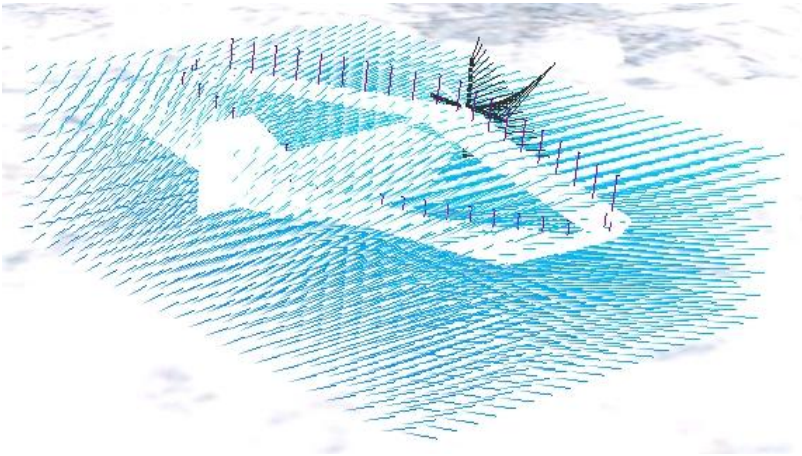
Insbesondere bei leichten kleinen Flugzeugen mit geringer Flächenbelastung arbeitet das Flugmodell von x-plane sogar fast schon erschreckend perfekt, während bei grossen Flugzeuge und "the wild an furious" sehr viel in der Massendynamik untergeht. Und auch hier ist es wieder wie beim Modellfliegen: Geht XYZ zum Modellflugplatz, so sieht er nur bunte Dinger in der Luft, die offenbar fliegen. Wer die Flugzeuge selbst entworfen hat, bemerkt aber wie sich jede kleine Änderung subtil auswirkt, soweit es sich nicht um völlig übermotorisierte Spielflieger handelt. Es kommt halt immer darauf an, wer schaut, damit er was sieht. Eine alte Wahrheit.

In x-plane wirkt sich sich zum Beispiel der Wechsel von einem heutigen Dreibeinfahrwerk auf das klassische Fahrwerk vergangener Zeit bei einem Flugzeug mit 240 kg MTOM und einer Flächenbelastung von 18 kg/qm deutlich auf das Verhalten in böigem Aufwind aus. X-plane modelliert diesen nach Topographiedaten.

Als X-plane-Beispiel die Landung des Triplewings, bei dem alle Fahrwerkskräfte und aerodynamischen Daten eingbelendet sind, der Bodeneffekt wird ebenfalls simuliert und wirkt sich hier deutlich aus. Parallel dazu werden alle nur denkbaren Daten graphisch oder in einem Medium gespeichert. Reibungsbeiwerte und Dämpfungskonstanten des Fahrwerks können auch per Hand eingestellt werden.
[…]
Eine einfache Übersicht zum Flugmodell dieses Simulators, der von seinem Luft- und Raumfahrtingenieur als Entwickler ständig weiterentwickelt

wird und mittlerweile ein Flugmodell besitzt, bei dem die panelierten Teile ab Version 9.5 ein realistisches Abwindfeld erzeugen, hier eine allgemein gehaltene Darstellung. Weit mehr erfährt man aus den Infobriefen des Entwicklers, in denen er schildert, wie er den gyroskopischen Effekt der Luftschraube mit entsprechender Masse um 5% besser einbringen konnte (Beispiel) etc.

Überzeugt hat mich jedoch, dass x-plane heute die Problematik bei der Entwicklung des Sunny-Boxwing und dessen Verhalten vor mehr als 20 Jahren und bei einer Verstefung des elastischen Verbandes gut modellieren kann. Und Vortex schafft es sogar zu zeigen, warum die bespannten Seitenscheiben trotz "Vorspur" Auftrieb zeigen und warum die Spoiler noch mehr "Vorspur" in der Einstellung brauchten.



Links eine negativ gesetzte Aufnahme des Flowfields aus x-plane 9.6+ des Triplewings in Turbulenz. Vektoren zeigen die Richtung der Stömungsanteile und Farben können zusätzlich Geschwindigkeiten zeigen. Nutzen kann man diese Darstellung kaum, aber sie zeigt den Rechenaufwand, der heute hinter x-plane steckt, das heute alle Streckungen und deren Abwindverteilung getrennt rechnet. Früher nahm x-plane für ein solches nichtplanares Flugzeug eine Einheitsstreckung an, die es in dieser Form aber nur bei einem besonde-

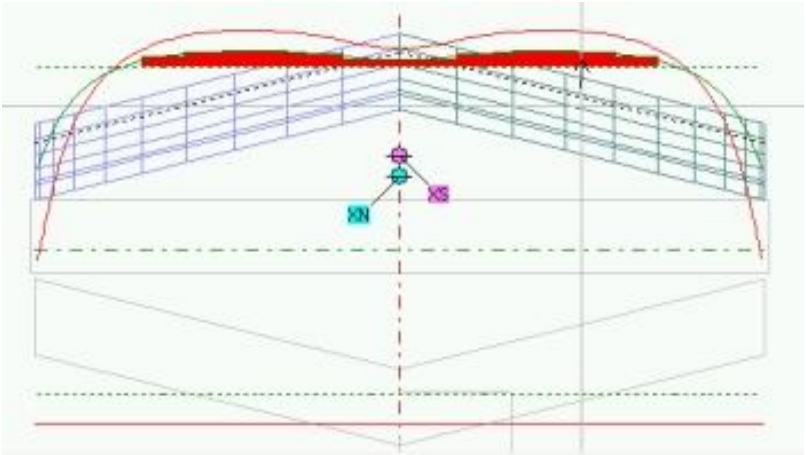
ren Aufwand geben kann, der das Abwindfeld glättet..

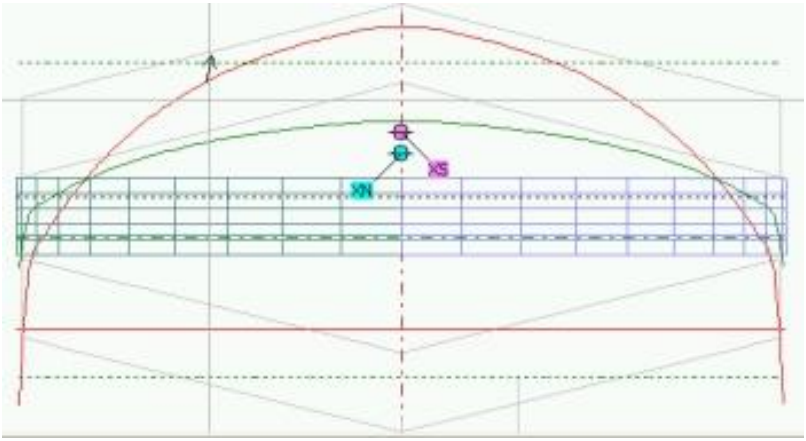
Untersuchungen mit dem Vortex Programm von Frank Ranis

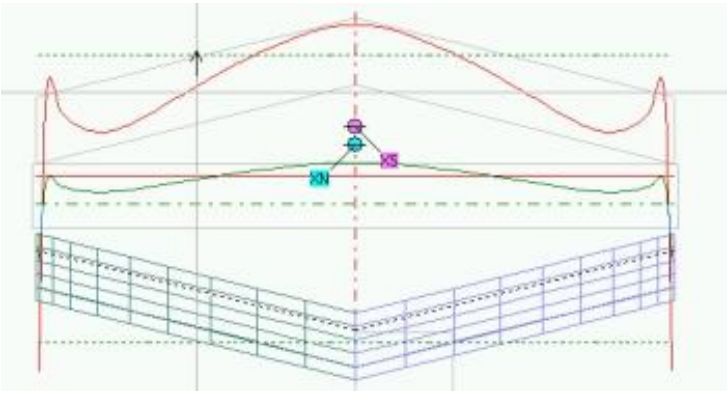
Nachfolgend Graphik aus dem Vortex-Programm, die die Flügelkombination und ihre Auftriebsverteilungen im Sackflug-, Gleit- und Schnellflug zeigen. Der Klarheit wegen wurde die Flügelenden nicht verbunden. Schwerpunkt lila, Neutralpunkt grün.

Sackflug, obere, mittlere und untere Fläche. Rote Linie Zikulationsverteilung, grüne Linie Auftriebsverteilung. Die gestrichelte -.-.-. grüne Linie ist die Nulllinie, die gepunktete ..... grüne Linie zeigt den maximalen Auftrieb. Man sieht deutlich die Induktionen der Flächen. Die Auftriebsverteilung der vorderen Fläche ist durch die den Nachlauf verbessernde Wirkung der aussen darunter lie-

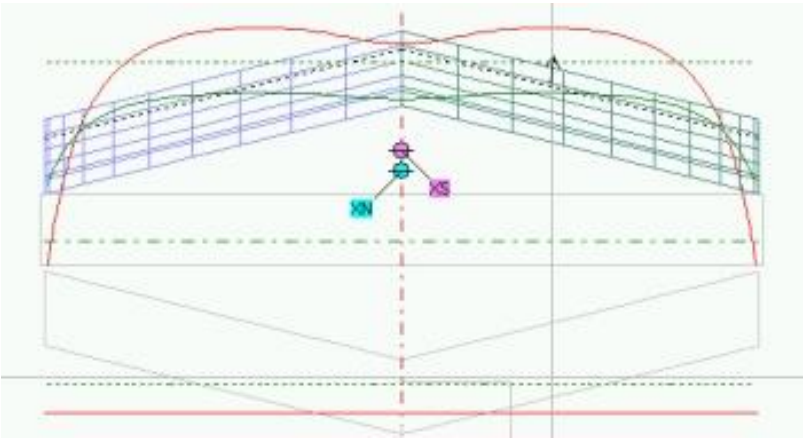
genden mittleren Fläche überelliptisch. Die hintere Fläche liegt im Nachlauf beider vorgelagerter Flächen, was sich aussen deutlich zeigt.

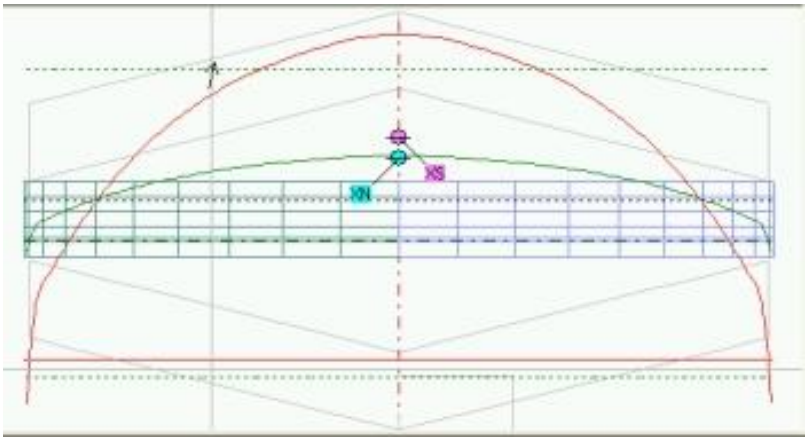


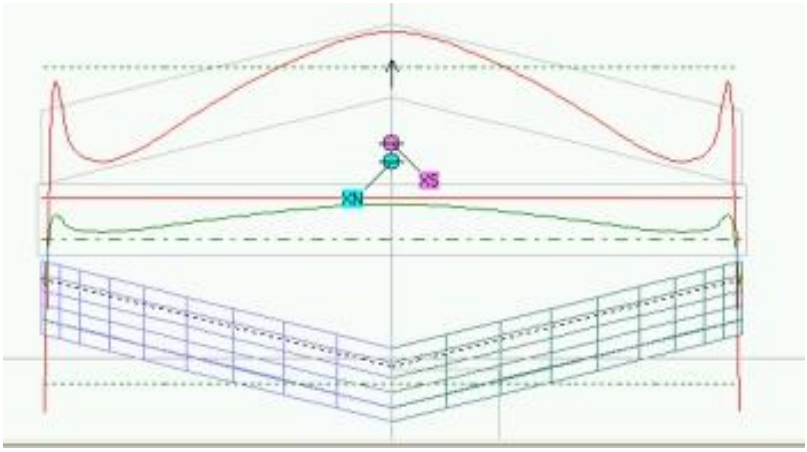




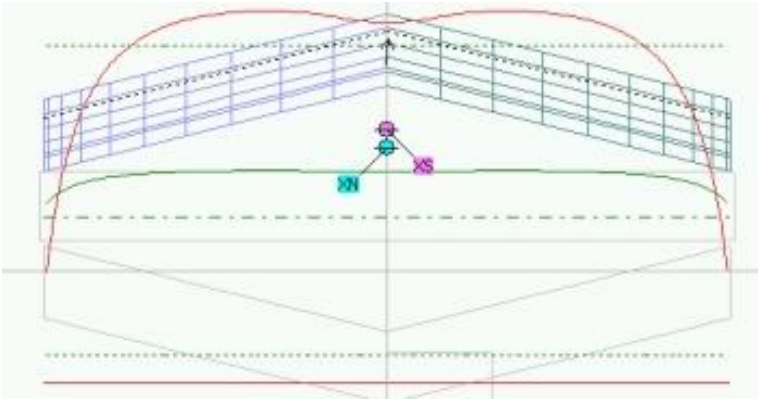
Nullschieber:

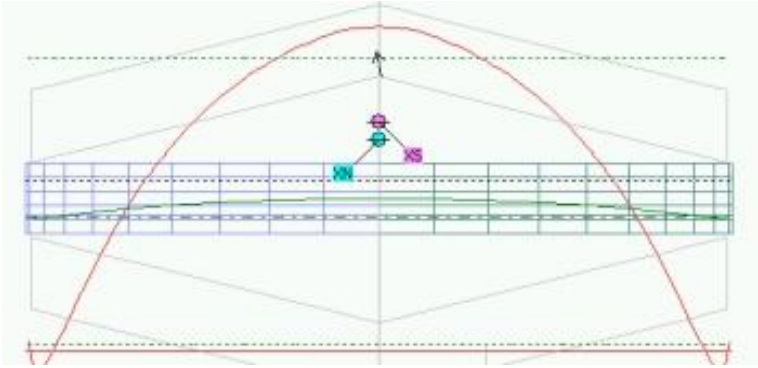


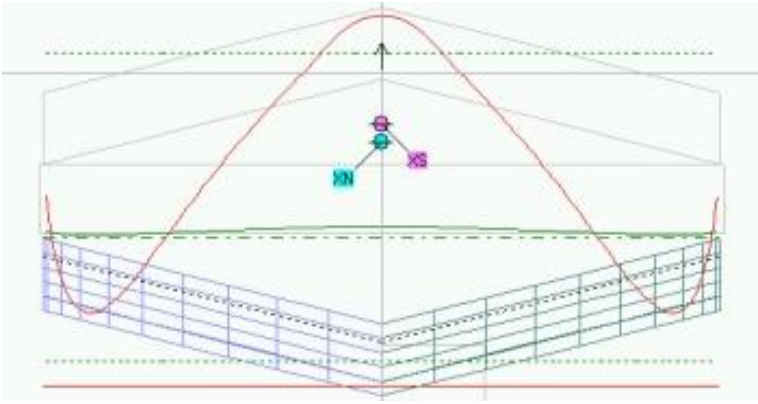




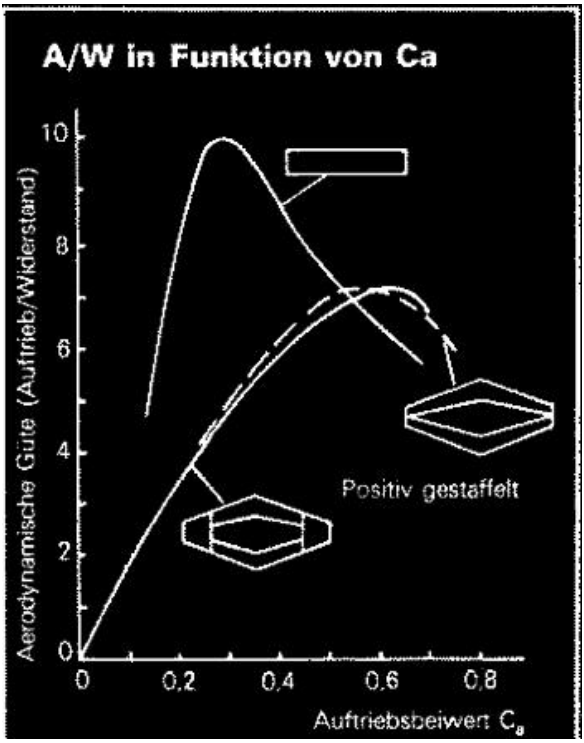
Schnellflug:


XN
XS


XS
XN


XS
XN

Die Diagramme (oben) wurden mit dem Vortex lattice Programm "Vortex" von Frank Ranis erstellt . Es gibt jetzt auch eine englischsprachige Version geben. **Freeware hier- freeware english version**



Um etwas besser zu verstehen, was es mit einem warren-wing und dem dazu gehördenden triple-wing von Ben Brown auf sich hat, links eine Graphik von Darrol Stinton (interavia 4/87)

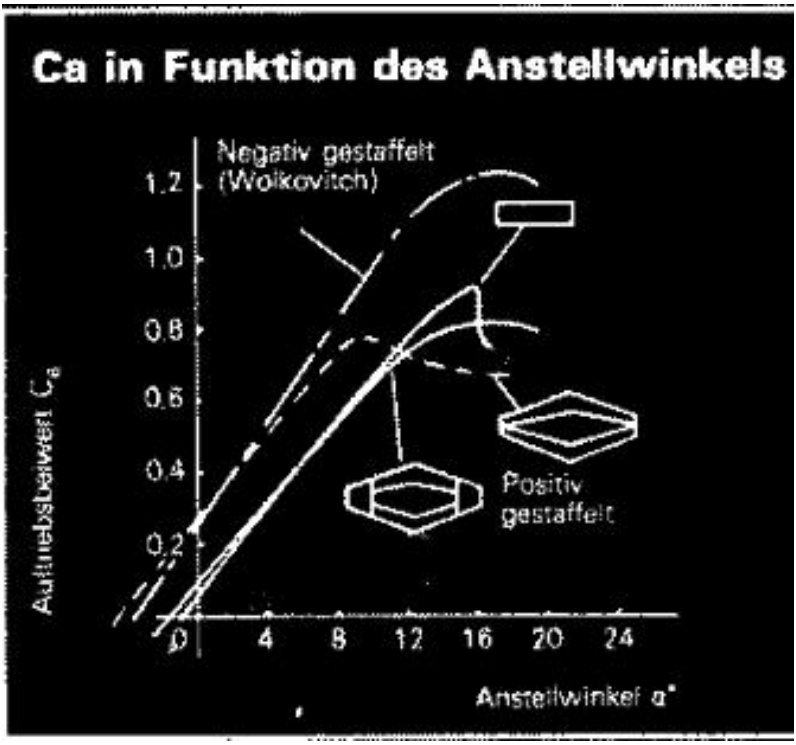
Sie zeigt, dass die Rautenflügel ihr bestes Verhältnis von Auftrieb und Widerstand bei höheren Ca und in einem deutlich grösseren Bereich erbringen.

Der geringe absolute Wert von etwa 7 resultiert hier aus dem Vergleich mit einem Referenzflügel bestimmter Streckung. Der Rautenwing hat eine geringere Streckung, auch wenn seine Einzelflächen eine höhere Streckung haben.

Mit dem Rautenwing sind also auch viel bessere "Gleitzahlen" zu erreichen.

Es zeigt sich hier auch, dass der aussen geschlossene Rauten-flügel eine etwas andere Kurve hat

(durchgehende Linie). Ich gehe zunächst davon aus, dass man diese aussen liegende zusätzliche Fläche auch als mittlere Fläche wie beim Triple-wing einbringen kann. Dazu gleich noch.

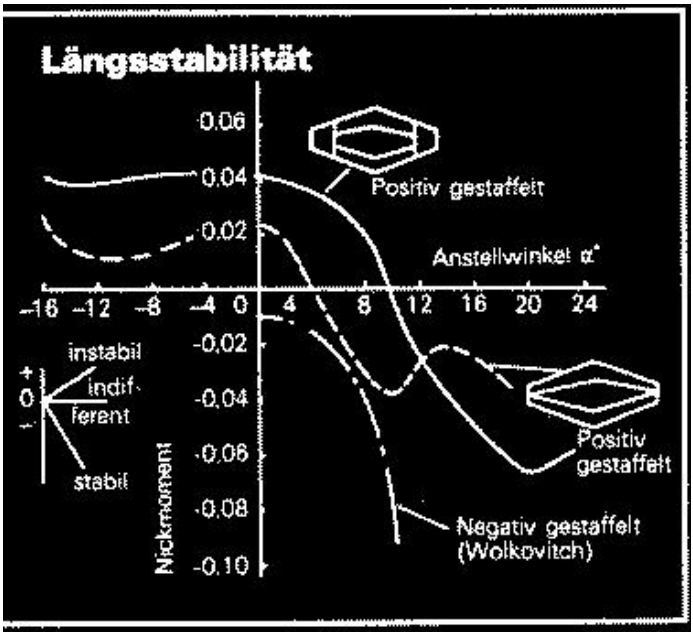


Vom gleichen Verfasser (Darrol Stinton, Design of Aircraft) in interavia 4/78 die Auftriebsbeiwerte

der Vergleichsflügel über dem Anstellwinkel.

Es zeigt sich, dass der Rechteckflügel einen abrupten Stall bei etwa 16 Grad Anstellwinkel zeigt. Ähnliches gilt abgeschwächt für den "offenen" Rautenflügel, während der geschlossene Rautenflügel den wünschenswert kaum merklichen Verlust an Auftrieb über hohe Anstellwinkel mit sich bringt.

Sollte der mittlere Flügel des Triplewing die gleiche Folge für das Flugzeug haben - und es sieht ganz so aus -, dann wäre diese Flügelkonfiguration ideal für kleine Flugzeuge, wenn auch die Längsstabilität stimmt. - Dazu unten mehr:

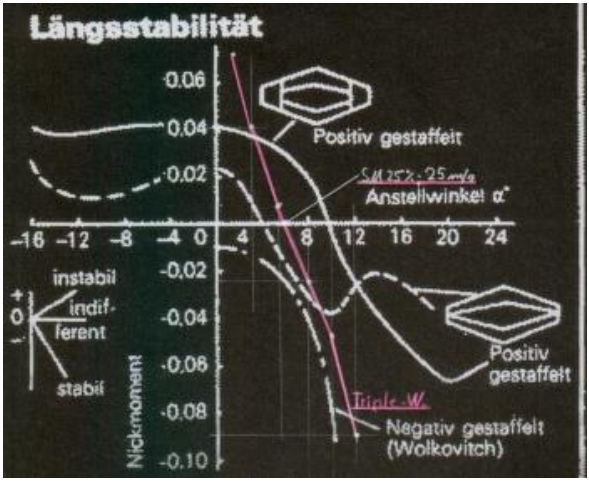


Waagerecht ist der Anstellwinkel des Flugzeuges abgetragen und vertikal dazu das Nickmoment (Darrol Stinton). Negative Beiwerte erzeugen ein kopflastiges Nickmoment, nehmen einem Flugzeug bei positivem Anstellwinkel die Nase nach unten. Negative richten die Nase des Flugzeuges auf. Wo die Momente die Anstellwinkel schneiden,

fliegt das Flugzeug mit seiner Trimmgeschwindigkeit

Der Momentenverlauf des offenen Rautenwings ist nicht stetig, der des geschlossenen Rautenwings immerhin in einem grossen bereich wünschenswert stetig. Alle Rauten sind positiv gestaffelt, d.h. der vordere Flügel liegt über dem hinteren.

Wolkovitch propagierte seinerzeit negative Staffelungen, wie sie auch heute noch - etwa bei Boxwings - die Regel sind.



Links die Abbildung von oben, in die ich den Verlauf der Beiwerte über Anstellwinkel eingetragen, wie sie das Vortex-Programm für den Nullpunkt des Flugzeuges im Schwerpunkt errechnet.

Der Verlauf ist absolut stetig. Im Windkanal könnten die Ergebnisse etwas anders aussehen, aber nicht allzusehr, denn das Programm berücksichtigt die Induktionen der Flügel. Die Beiwertelinie schneidet die Linie der Anstellwinkel bei etwa 6,5 Grad, mit diesem Anstellwinkel fliegt das Flugzeug also im Grundtrimm. Die Fluggeschwindigkeit beträgt dabei 25 m/s = 90 km/h.

Anstellwinkelschwingungen wird das Flugzeug, wie der steile Verlauf der roten Cm-Linie zeigt, schnell sinnrichtig beantworten. Die Gefahr eines Stall in Vertikalboen oder bei Verlust von Geschwindigkeit nach Horizontalboen ist Dank des typisch flachen Ca- Verlaufs, siehe oben, weit ge-

ringer als für eine Normalkonfiguration.

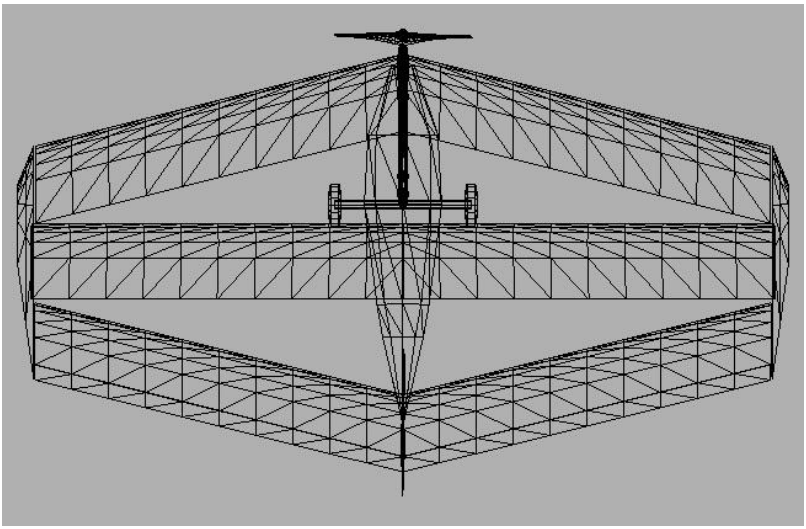
Unten eine Abbildung aus x-plane, bei der man mit gutem Willen erkennt, wie die Flügel aussen gestaffelt sind.

Ben Brown setzte an die Einzelflügel im Bereich der grössten Spannweitere ein klassisches Flügelende an. Dieses vergrössert zum einen die effektive Streckung des Gesamtsystems und lässt mehr vertikale Staffelung der einzelnen Flügel im Anschluss zu. Für ein 120 kg Flugzeug reicht m.E. die sich aus der oben gezeigten Anordnung ergebende vertikale Staffelung der Einzelflächen im Bereich der grössten Spannweite aus, um Kompli-

kationen zu vermeiden. Es soll halt so einfach und leicht wie nur möglich sein für ein 115-120 kg Flugzeug.

Die Lage des Antriebs vor der Nase des oberen Flügels ist nicht zwingend, aber wenn ein preiswerter 2-Takter zum Einsatz käme, wäre es möglich, sich so von der Problematik eines in der Rumpfnase gekapselten heissen Verbrenners zu lösen. Mir ist kein Fall bekannt, bei dem sich ein frei aufgebauter Motor im Flug jemals entzündet hätte. Wenn es dagegen auf optimale Gleitleistung ankäme und e-Motoren möglich werden,

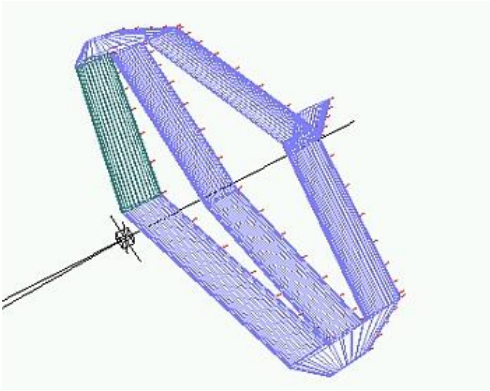
würde man die in die Nase des Rumpfes einbau-
en. (1,2 m max Propdurchmesser).



Hier noch einmal eine Draufsicht des in x-plane
verwendeten Modells. Stammen die Flächen, Tiefe
im rechtwinkligen Schnitt 66 cm, aus einer Form
oder werden sonstwie absolut identisch gefertigt,
dann sind sie in den gepfeilten Anteilen wenige
Prozent länger in der Anströmung, was aber kaum
messbare Effekte hat. Eine bespannte Herstellung

der Flächen ist so natürlich nicht möglich, weil die Rippen dann um 14 Grad (dem Pfeilwinkel vorne und hinten) schräg in der Strömumg stünden und so in den einfallenden Bespannungsteilen Ablösungen provozierten.

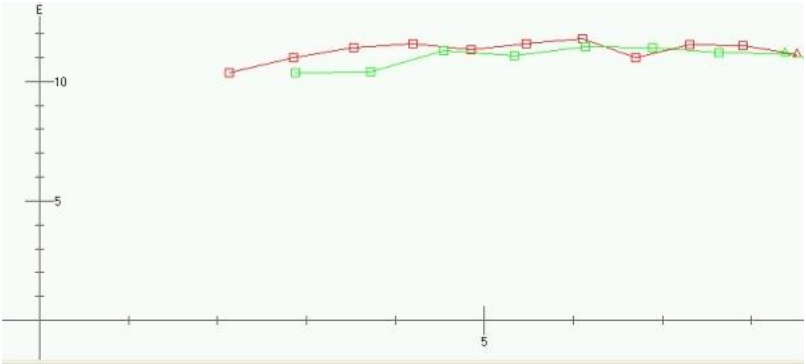
Von Interesse ist natürlich auch die Frage, ob ein Einmünden der Einzelflächen in "Ohren", also gemeinsame winglets, die Leistung wesentlich verbessern kann. Der bauliche Aufwand für die tieferen "Ohren" wäre nicht gering, also sollte der Leistungsgewinn gross sein:



Links eine Abbildung des "Triplewind" aus dem Programm Vortex von Frank Ranis, bei dem mit leichten Korrekturen der Flügelspitzemlagen ein gemeinsames Winglet an die Einzelflächen gesetzt wurde.

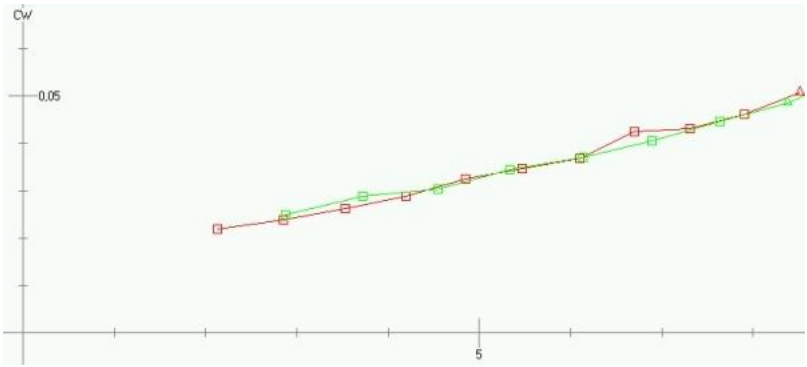
Die Graphik unten zeigt den Verlauf des Gleitverhältnisses (A/W) über Anstellwinkel (mit den entsprechenden Geschwindigkeiten). Rot das Flugzeug mit "Ohren", grün das gleiche Flugzeug ohne "Ohren", bei dem also nur eine aerodynamisch günstige Verbindung der Flächen beabsichtigt ist. Die Leistungen liegen im Mittel bei einem Verhältnis von A zu W um 11, 4. Typisch für Rauten- und andere Verbundflügel ist der weite Bereich, über den die beste (dafür gegenüber der klassischen Konfiguration geringere) Leistung erbracht wird. Die "Ohren" lohnen sich also nicht wirklich (beim ersten Versuch).

Was auffällt, ist allerdings der unstetige Verlauf der Gleitleistung bei beiden Fliegern:



Die Graphik unten zeigt, dass der unstetige Verlauf der Gleitleistung über Anstellwinkel und Geschwindigkeit auf Widerstandssprüngen beruht, während der hier nicht gezeigte Verlauf der Auftriebsentwicklung absolut gleichförmig ist. Die Sprünge beruhen auf Induktionen der Flügelenden, denn eine Veränderung von deren Lage kann die Sprünge beseitigen. Aber es leidet dann die mechanische Kopplung dieser Flächenenden, da

diese grössere vertikale Abstände zueinander erhalten müssten.



Nach Allem erscheint es zunächst sinnvoller, es bei der mechanisch einfacheren Lösung für das Flächenende zu belassen und sich darauf zu konzentrieren, ein geeignetes, weil momentenschwaches Profil für die identischen Flächen zu finden, das bei den RE von 1 Mio im Langsamflug gute Leistungen zeigt.

Da man sich dieses kleine Flugzeug auf Zeichnungen betrachtet kaum richtig vorstellen kann,

nachfolgend zwei kleine x-plane-Filmchen auf Youtube. Der Triple-wing im angetriebenen Flug und mit engine out an einem Küstenhang. X-plane modelliert den Wind entsprechend der dazu vorliegenden topographischen Daten. 12 kn Wind und leichte Thermik können so die Aero- und Massendynamik eine derart leichten Flugzeuges in diesem Sim gut zeigen.

[...]

Fragen zum Tragwerk des Triplewing

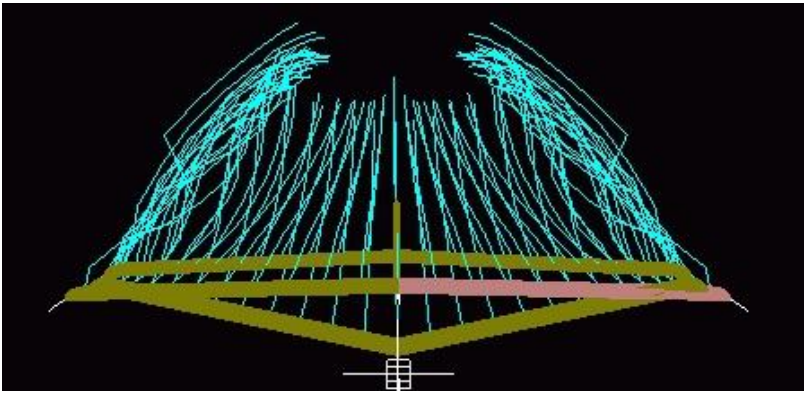
Ein besonderer Vorteil, auf den oben schon hingewiesen wurde, wird für den Triplewing neben den autostabilen Flugeigenschaften bei guter Steuerbarkeit darin gesehen, dass man identische Flächen, die aus einer Form oder einem Extruder stammen könnten, einsetzen kann. Dazu werden diese uniformen Flächen entsprechend beschnitten, mit Endstücken versehen und mit der ent-

sprechenden Pfeilung und Anstellung zu einem Gesamtsystem gefügt.

Klappen- oder Ruderflächen haben diese Flächen nicht, die Quer-/Höhenruderfunktion wird durch differenziertes Verdrehen der hintersten, kaum belasteten Stabilisierungsfläche ermöglicht. Einfacher geht es nicht – zumindest theoretisch - praktisch warten noch einige technische Probleme.

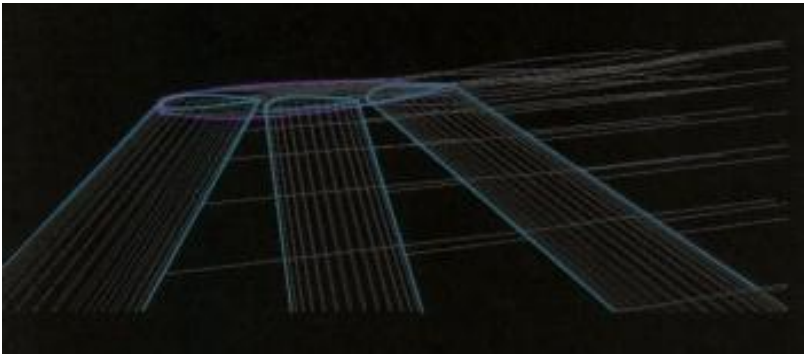
Unten ein Gesamtabwindfeld dieser identischen Flächen bei maximalem Anstellwinkel und entsprechend grossem Abgang von verbundenen Einzelwirbeln der Flächen. Flächen arbeiten bei verbundenem Wirbelabgang nicht mehr als Einzelflächen, sondern haben die (schlechtere) Leistung der Gesamtstreckung der Konfiguration. Für leichte und langsame Flugzeuge, die in Turbulenz deutliche Anstellwinkelschwingungen erleiden, ist dies jedoch nicht nur Nachteil, sondern auch Vorteil, da bei geringer effektiver Streckung der Auf-

triebsanstieg weit milder ausfällt. Und mit diesem der Lastfaktor resp. die g-Belastung, die Struktur und Pilot in einer Vertikalboe erleiden.



Problematisch könnte gleichwohl erscheinen, dass solche "Flächen aus dem Extruder" keinerlei Schränkung aufweisen, denn rückwärts gepfeilte Rechteckflächen (oder schiebende ungepfeilte!) stallen ohne Schränkung sehr heftig von aussen her. Und ein (asymmetrischer) Stall der vorderen Fläche ist bei Mehrflächensystemen wie Tandems et al. fast schon der kritischte Fall, der eintreten kann. Dazu hier mehr.

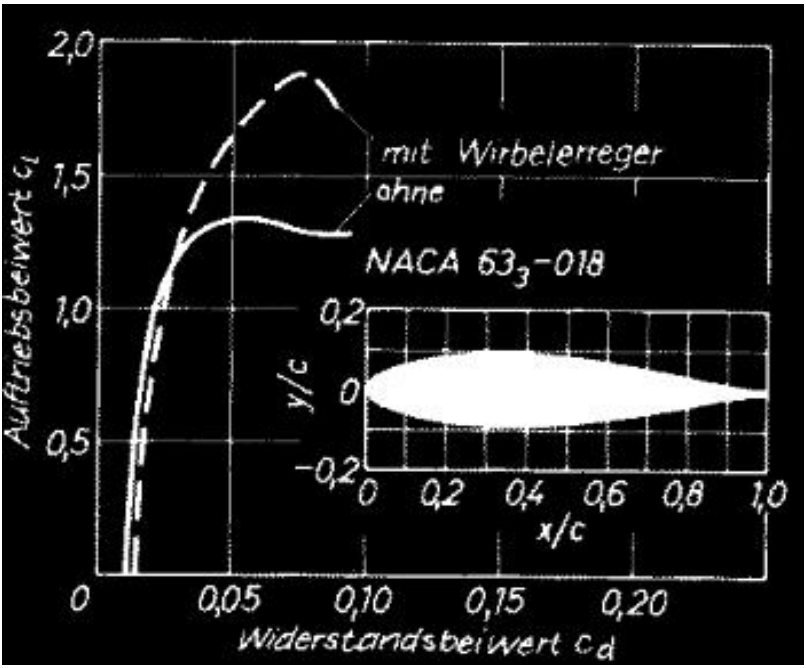
Gemildert wird dieser für das Tandem kritische Fall durch eine Staffelung der Flächen, die so dicht ist, dass man keine Einzelflächen, sondern eine Art "geschlitzter" Gesamtfläche erhält, bei der eine hinter und unter der vorderen Fläche liegende zweite Fläche deren Abflussbedingungen unterstützt. Bei dem Triplewing ist dies vor allem in dem kritischeren Aussenbereich für den vorderen und mittleren Flügel gegeben.



Links die (mit Hand nachgezeichnete) Staffelung der Flächen im Aussenbereich. Die vordere liegt

über der mittleren, die Stabilisierungsfläche liegt aussen unmittelbar im Abstrom der vorgelagerten Flächen, woraus für sie ein lokaler, schwacher Zusatzauftrieb ganz aussen resultiert, der hinnehmbar ist.

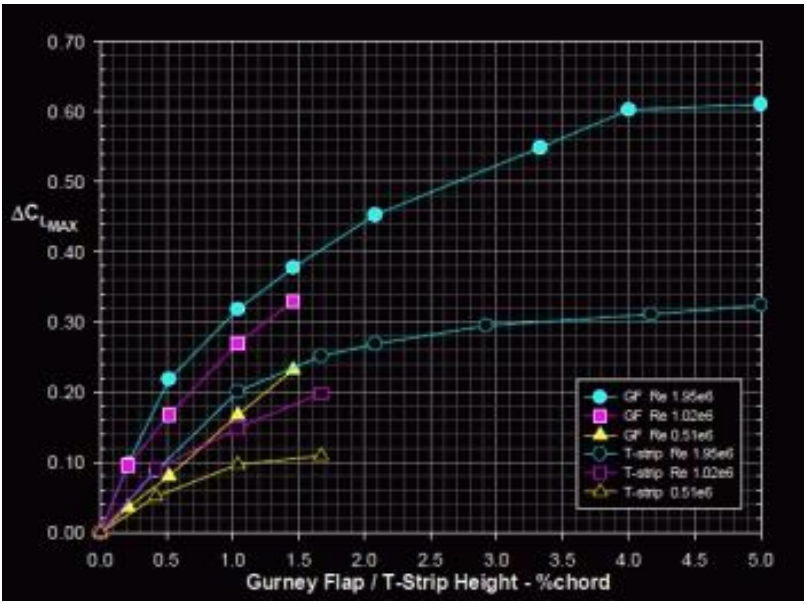
Trotzdem wäre es wünschenswert, für diese uniformen, ungeschränkten "Flächen aus dem Extruder" Hilfen vorsehen zu können, die im besten Fall ohne jede Änderung an der Geometrie folgendes bewirken: Aussen hinausgeschobener Strömungsabriss, da das dort eingesetzte Profil höhere Auftriebsbeiwerte gewährt als das gleiche Profil weiter innen. Und grössere effektive Anstellwinkel innen mit höherem Auftrieb, wodurch sich die Auftriebskonzentration mehr nach innen verschiebt und damit wenn, dort innen der Stall möglichst symmetrisch eintritt.



Ein Hinausschieben der Stallerscheinungen aussen zu grösseren Anstellwinkeln (oder g-loads) ist möglich, wenn der Flügel aussen mit modernen Wirbelerregern versehen wird.

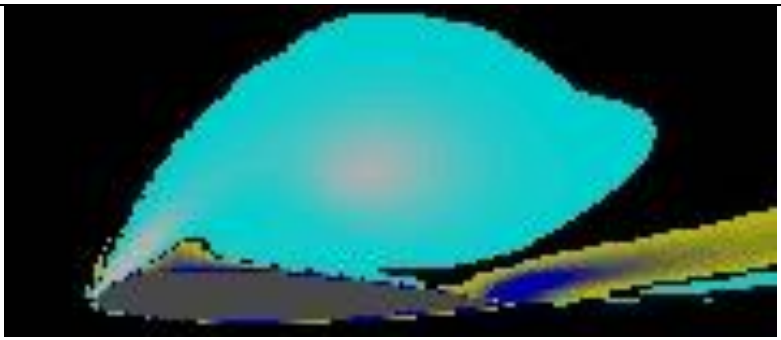
Links die Steigerung des Profil-Ca mit Wirbelerregern für ein im Windkanal untersuchtes symmetrisches Profil.

Eine Konzentration des Auftriebs mehr zum Innenflügel hin, der dafür zugleich mit einem grösseren Anstellwinkel arbeitet, ohne die Geometrie des "Flügels aus dem Extruder" zu ändern, ist mit einer Gurney-Flap möglich, die heute bei modernen Verkehrsflugzeugen der Zukunft unter dem Begriff Mini-Teds gehandelt wird. Es handelt sich dabei in einfachsten Fall um einen nur wenige Prozent der Flügeltiefe hohen Aluwinkel, den man unter die Hinterkante des Flügels fest montiert. Bei 1,5 Höhe, beim Triplewing also 13 mm, sorgt solch eine Kante bereits für sehr deutlich geänderte Abflussbedingungen:



Der Graph mit den pink Quadraten zeigt für 1e6 Reynolds, die der Triplewingflügel im Langsamflug hat, und einer Höhe der guerney-flap von 1,5 % Flügeltiefe eine Steigerung des Auftriebsbeiwerts um mehr als 30%. Entsprechend sinkt der Null-auftriebswinkel in den negativen Bereich, sodass ein so innen ausgestatteter uniformer Rechteck-flügel eine nichtgeometrische Schränkung erhält. Zusammen mit den Wirbelerregern aussen, kann

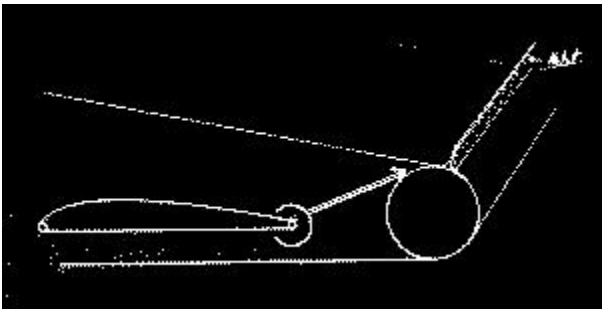
man so einen ungeschränkten Rechteckflügel bei nur wenig mehr Widerstand so ändern, dass er sich wie ein geometrisch und aerodynamisch geschränkter Flügel verhält.



Mehr zur Gurney-Flap lesen Sie hier unter diesem link des American Institute of Aeronautics and Astronautics, dem auch die obige Graphik entnommen wurde. Der dort verwendete Flügel hatte das Profil NACA 23012. Da trifft es sich gut, dass der Triplewing ebenfalls von Anfang an mit diesem Profil konzipiert wurde, das früher sehr bekannt und genutzt war, weil es wie ein symmetrisches Profil sehr wenig Moment liefert (das man

kompensieren muss), aber bessere Auftriebsbeiwerte als ein symmetrisches Profil. Ohne deutliche Schränkung des Flügels sollte man es allerdings nicht benutzen, das es bei Vorderkantenablösung prononciert stallt, wobei die Ablösung überdie Hinterkante stromaufwärts läuft und dann zu einem Ablösen an der Vorderkante führt,wonach ein starker Wirbel stromabwärts läuft - Bild. Das Ablösen an der Hinterkante kann eine zweite, dort plazierte Fläche über die damit gegebenen besseren Abflussbedingungen vermeiden = Triplewing im Aussenbereich.

Praktische Erfahrungen zu solch einfachen Hinterkantenhilfen:



Der Sunny-Tandem-Boxwing hatte zunächst einen frühen Stall, weil die Hinterkante des vorderen oberen Flügels von einem 45 mm Rohr gebildet wurde. Da "kroch" die Ablösung hoch. Die Lösung brachte eine Gurney-Flap aus Stoff, die einfach dadurch gebildet wurde, dass die Naht für die Bespannung an die richtige Stelle und nach aussen gelegt wurde. Diese ca 8 mm steif vertikal hochstehende Nahtfläche verbesserte die mögliche Vmin deutlich.

Da Fachleute diese Lösung sofort, Laien sie jedoch nicht verstanden, war es nötig darauf hinzuweisen, diese Kante nicht mit der Schere zu entfernen :-)

Variationen des Triplewing

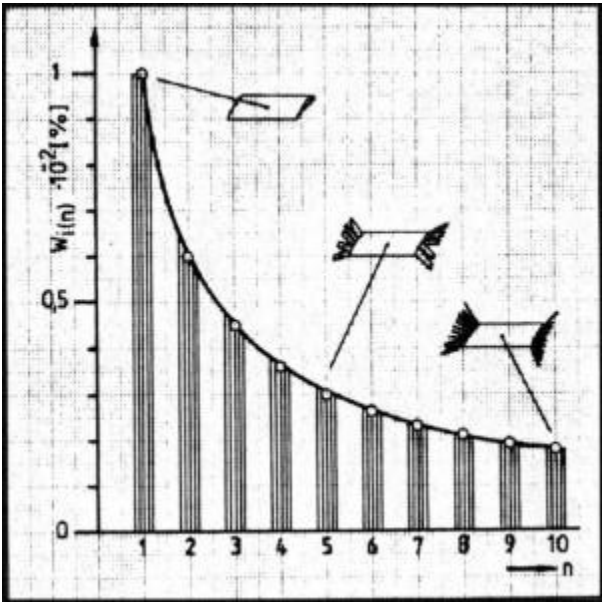
Wie genau die Flügel eines Triplewing optimal anzuordnen sind, damit Stabilität, Steuerbarkeit und geringer induzierter Widerstand resultieren, ist

unbekannt. Ich bin jedenfalls so vorgegangen, dass ich für identische Flächen in der gezeigten symmetrischen Anordnung Einstellwinkel zu deren Neutralpunkt gefunden habe, mit denen das System stationär und über einen grösseren Anstellwinkelbereich längsstabil ist.

Nicht gesagt ist damit aber, dass diese Konfiguration der Flächen auch einen günstigen Widerstand und vor allem einen günstigen Widerstand aus Auftrieb (induzierten Widerstand) hat. Dieser induzierte Widerstand ergibt sich letztlich aus dem Abwindfeld, welches wiederum durch die abgehenden Randwirbel massgeblich in seiner Form bestimmt wird, deren relative Intensität wieder von der Streckung, der Auftriebsverteilung und der Flügelspitzenausbildung und anderem abhängt.

Für den Triplewing ist inbesondere die Lage der Flügelspitzen zueinender wichtig, denn dort kön-

nen diese Randwirbel bzw. der durch sie massgeblich mitbestimmte induzierte Widerstand gemildert werden. In Sachen Milderung gab es in den 80er Jahren einen Hype hin zu aufgefächerten Flächenenden nach dem Vorbild der Handfedern thermiksegelnder Vögel. Eine gut lesbare Übersicht dazu findet sich hier.

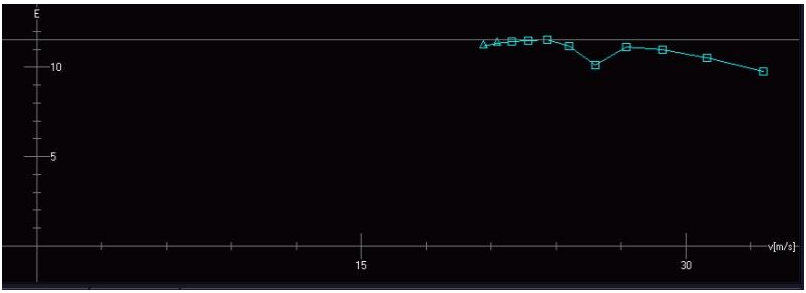


Die Graphik ist der oben verlinkten Seite entnommen und stammt originär aus: Küppers, U., Randwirbelteilung durch aufgefächerte Flügelenden. Düsseldorf: 1985

Auch die drei Flügelspitzen des Triplewing haben eine Lage, die es in Zukunft möglich machen könnte, sie zu einer den Wirbelabgang mildernden Staffelung zusammenzufassen. Bei der hier gezeigten Konfiguartion steht allerdings die Verwendung absolut identischer Flächen im Vordergrund, sodass Schränkungen an den Flächenenden und besondere Ausbildung der Flächenspitzen, die dazu notwendig würde, nicht möglich ist.

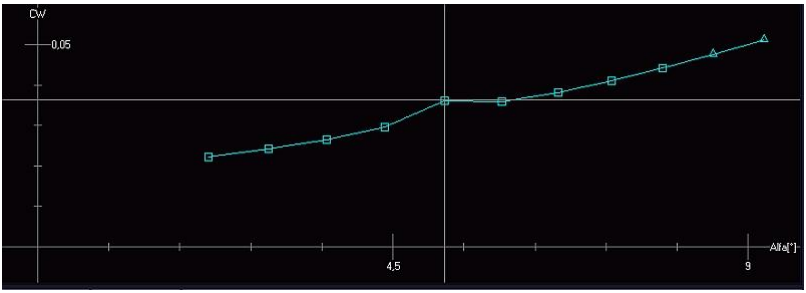
Es wurde daher versucht, durch einfache Verschiebungen der Flächen des vorliegenden Triplewings in der x- und z-Achse eine die Gleiteigenschaften verbessernde Wirkung zu erzielen. Dabei stellte sich heraus, dass schon geringe Abweichungen von der gefundenen Grundkonfiguration

deutliche Leistungsänderungen für bestimmte Anstellwinkel/Geschwindigkeiten mit ich bringen können. So erzeugte eine Vorverlegung des gesamten vorderen Flügels um nur 0,05 m im System einen Einbruch der Gleitzahl über Geschwindigkeit - siehe Graphik unten.



Untersucht man das näher, stellt man fest, dass Ursache für den Einbruch ein plötzlicher Widerstandsanstieg ist, der nichts mit den verwendeten Profilen oder der Reynoldszahl oder der Klappenfunktion am hinteren Flügel zu tun hat, denn dieser Widerstandssprung entsteht auch bei einer

reinen Anstellwinkelvergrösserung ohne Klappen-funktion. - siehe unten.



Dieser Zusatzwiderstand entsteht laut Programm-ergebnisdaten am hinteren Flügel dessen Gleitzahl reduziert sich von 7,6 auf 4,5, während die Gleit-zahlen der anderen Flächen bei 36,5 (vorne) und 11,5 (Mitte) stabil bleiben. Dynamisch könnte ein solcher Einbruch der Gleitzahl des hinteren Flügels für einen bestimmten Anstellwinkelbereich zu dem bei Tandemflugzeugen auftretenden "hunting" führen, einem niederfreqeunten Wellenflug, der nicht ausgesteuert/gedämpft werden kann.

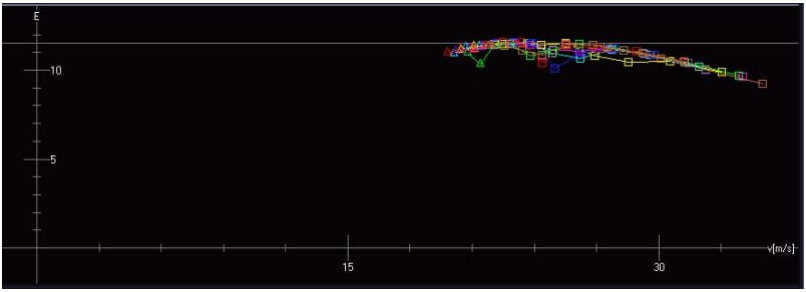
Ursache des Zusatzwiderstands ist eine drastische Zirkulationsänderung an der Flächenspitze des hinteren Flügels und einen drastischen örtlichen Widerstandsanstieg. Der Verlauf der Kurve legt nahe, dass es sich dabei nicht um einen Programmfehler handelt, sondern um induktive Einflüsse aus der Flächenverschiebung.

Um eine Übersicht zu erhalten, welche Verschiebung eines Flügels welche Änderung im Widerstand mit sich bringt, wurde versucht, die Lage der Flügel und damit eben auch der Flügelspitzen zueinander systematisch zu variieren, mit dem Ziel einer harmonischen Leistungskurve.

Dazu wurden zunächst die Abstände der Flügel über der Längsachse variiert im Sinne einer Verschiebung der 0,68 m tiefen vorderen und hinteren Flügel um je 0,1 m (ca. 15% Tiefe) nach vorne und hinten auf der x-Achse. Zu jeder Änderung wurde zunächst der Schwerpunkt ermittelt, der

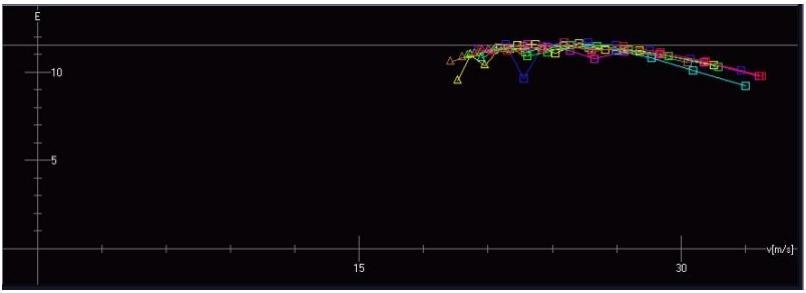
das gleichbleibende Stabilitätsmass von 3h% herstellte. Danach wurde über eine Klappenfunktion an dem hinteren Flügel eine entsprechende Polare gerechnet. Das Flugzeug bleibt dabei in allen Punkten der Polare statisch längsstabil, da das Programm ansonsten die Berechnung abbricht bzw. dies anzeigt.

Unten eine Polarenschar aus Verschiebungen der vorderen und hinteren Flügel gleich- und gegensinnig über der x-Achse.



Nach dem gleichen Verfahren wurden die vertikalen Lagen aller drei Flügel zueinander systema-

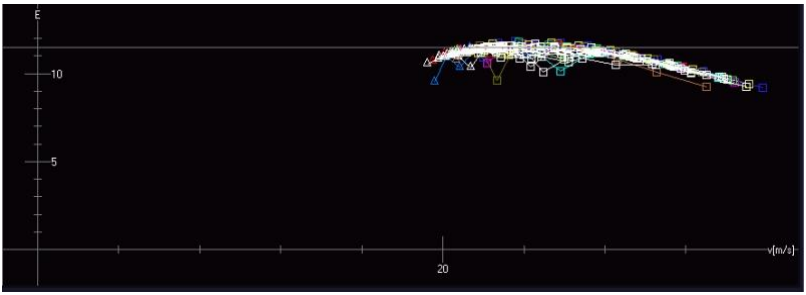
tisch um 0,1 m verschoben. Unten dazu die entsprechende Polarenschar.



Da es bereits aus der Kombination dieser wenigen Parameter zigtausende von Kombinationen gäbe, die man durchspielen müsste, um alle bestehenden Möglichkeiten zu erfassen, geht es nicht ohne Mitdenken mit dem Versuch, Tendenzen und "Ausreisser" zu erkennen. Dies gelang allerdings kaum.

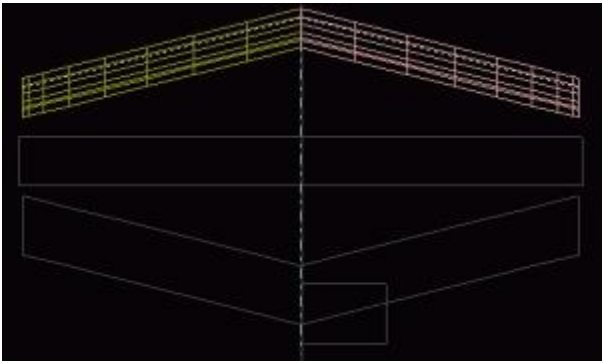
Es wurde daher der einfachste Weg gewählt und es wurden alle Polaren übereinandergelegt, um dann durch "Wegklicken" einzelner Polaren eine

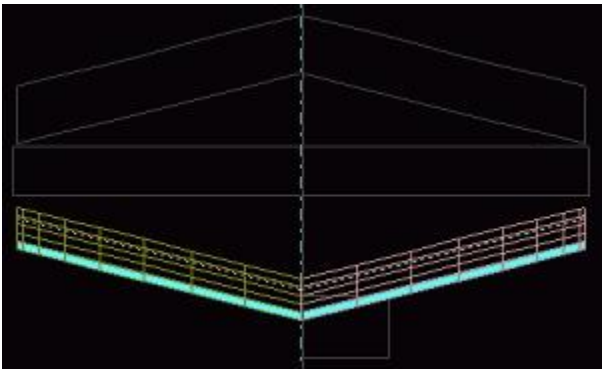
eindeutige Tendenz zum Besseren erkennen zu können. Was nicht gelang. Unten die Polarenschar, die immerhin Gemeinsamkeiten und einen generellen Verlauf von A/W (Gleitzahl) über Geschwindigkeit erkennen lässt. Da dem Programm bei diesem Dazuladen von Polaren "die Farben ausgingen", hat es viele der Kurven schwarz dargestellt. Was in der negativen Darstellung hier weiss erscheint.



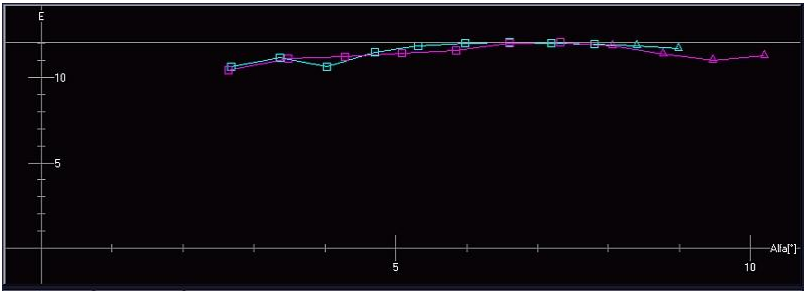
Die Flügelenden waren bei diesen Versuchen noch nicht miteinander verbunden, sondern stehen frei, da sonst noch mehr Parameter den Weg zu einer Lösung aufsplitten.

Interessant auch die Frage, wie sich eine Veränderung der Streckungen der Einzelflächen auswirken würde. Dazu wurden die Einzelflächen, die eine einheitliche Streckung von ca. 9,5 haben, von vorne nach hinten mit den Streckungen 14, 11,6 und 9,5 durch Verringerung der Flächentiefe versehen - und vice versa. Die gesamte projezierte Fläche sank dadurch von 14,5 auf 11,1 qm, da Spannweite und Länge der Konfiguration unverändert blieben.





Unten die Ergebnisse mit den veränderten Stre-
ckungen bei gleichem Stabilitätsmass.



Die Gleitzahl steigt um 4% von 11,5 (Ausgangs-
version, nicht dargestellt) auf 12, ansonsten zeigt
sich das typische Bild eines nichtplanaren Flügel-
systems mit geringer Flächenbelastung, das über

weite Anstellwinkel- und Geschwindigkeitsbereiche eine gleich bleibende Gleitzahl zeigt. Hellblau die Kurve mit der grössten Streckung für den vorderen Flügel, lila die Kurve für das System mit der grössten Streckung in der Stabilisierungsfläche. Keine Ausssage macht diese Graphik zu stationären Flugzuständen, wie sich das System dynamisch verhalten würde, denn eine höhere Streckung in der hintersten, der Stabilisierungsfläche, bringt dort einen steileren Auftriebsanstieg mit sich, mithin grössere rückführende Momente, die dynamisch zur Unfliegbarkeit und Instabilität führen können.

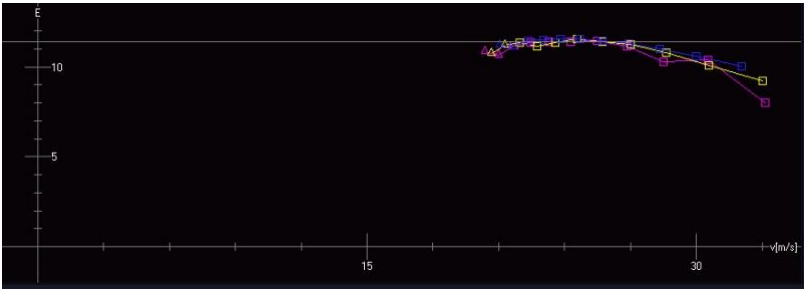
Variation von Pfeilung und Ort des mittleren Flügels

Während oben die einzelnen Flügel komplett über der x- und z-Achse je um 0,1 m (entsprechend rd. 15% Flügeltiefe) verschoben wurden , womit sich entsprechend auch die Anordnung der Flügel-

enden zueinander verschob, wurde in einem weiteren Versuch die Position der Flügelenden wie in der Ausgangskonfiguration belassen, aber der mittlere Flügel im Mittelschnitt auf der x-Achse um je 0,82 m nach vorne und hinten verschoben. Seine Pfeilung wurde dabei exakt der des vorderen oder hinteren Flügels angepasst, sodass er genau hinter oder vor diesen zu liegen kam. Die vertikale Anordnung der Flügel blieb unverändert zur Ausgangskonfiguration. - Übersicht:

Für diese Positionen wurde wieder ein Schwerpunkt für das immer gleiche Stabilitätsmass von 30% (bezogen auf die mittlere Tiefe einer einzelnen Fläche = 0,68 m) ermittelt, dann wurden die Polaren über die Klappenfunktion am hinteren Flügel ermittelt. (Klappenfunktion, damit ein vorgesehenes Drehen des kompletten hinteren Flügels zu diesem Zweck in diesem Stadium vermieden wird.) Das Flugzeug wurde dabei in allen An-

stellwinkel- /Geschwindigkeitsbereichen als längs-stabil ausgewiesen. Unten die Polarenschar zu diesem Versuch:



Gezeigt ist die Gleitzahl E über Geschwindigkeit. Die gelbe Kurve entspricht der Normakonfiguration, die blaue zeigt die Gleitzahlen bei der nach hinten gesetzten mittleren Fläche, die lila Kurve die Gleitzahlen bei nach vorne gesetzter mittlerer Fläche. (Pfeilung jeweils so, dass sich die Lage der Flügelspitze des mittleren Flügels nicht ändert.)

Unterschiede in der Gleitleistung zeichnen sich tendentiell nur für höhere Geschwindigkeiten ab,

wobei die nach vorne gesetzte, rückgepfeilte mittlere Fläche ein schlechteres, die nach hinten gesetzte vorgepfeilte mittlere Fläche ein besseres Ergebnis als das der Ausgangskonfiguration bei höheren Geschwindigkeiten zeigt. (Profile immer Naca 23012).

Unten eine Übersicht der Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerte bei Klappenfunktion Null, wenn also das Flugzeug bei dem Schwerpunkt, der das Stabilitätsmass 30% herstellt, in der jeweiligen Konfiguration stabil gleitet: Angegeben ist auch die Schwerpunktlage in % der mittleren Systemtiefe (Systemtiefe hier bezogen auf die 25% Punkte vorderer und hinterer Flügel auf der x Achse und deren Abstand zueinander = 2,5 m. Systemlänge ü.a. 3,17 m bei 6,6 m Spannweite.)

Konfiguration

Schwerpunktlage

Fl-Ca vorne mitte hinten

Fl-Gleitzahl vorne mitte hinten

Konfiguration	Schwer-punktla-ge	Fi-Ca vorne	mitte	hinten
Mittlere Fläche 0,82 , vor	32,6%	0,74	0,31	0,124
Ausgangskonfi-guration	36,8%	0,73	0,33	0,1
Mittlere Fläche 0,82 m zurück	42,6%	0,72	0,35	0,09

Konfiguration	FI-Gleitzahl vorne	mitte	hinten
Mittlere Fläche 0,82 , vor	35,8	11,4	8,5
Ausgangskonfi-	35,8	12,1	7,3

guration			
Mittlere Fläche 0,82 m zurück	34,0	12,9	7,06

Ich hätte eigentlich grössere Unterschiede erwartet, dass sie kleiner als erwartet sind, hängt damit zusammen, dass immer das gleiche Stabilitätsmass für den Ausgang der Polarenrechnung gewählt wurde.

Interessant ist eine solche Verschiebung des mittleren Flügels insbesondere für die Frage, ob solch ein nichtplanares Flügelsystem auch in einer Verkehrsluftfahrt der Zukunft Anwendung finden könnte, bei der ungepfeilte Flächen zu starken Druckstössen (Buffeting) führen würde. Die Auswertung hier spricht zumindest nicht unmittelbar dagegen.

Deutlich machen diese einfachen Versuche aber in jedem Fall, dass es eigentlich erst mit den neuen Rechenleistungen und -verfahren möglich ist, nichtplanare Systeme optimal auszulegen. Wobei Profisoftware und CFD weit mehr fordern, als mein kleiner "Doppelherz-PC" mit "Pimpgraphik" liefern kann und will.

to be continued...

Abschliessend zum Thema eine Übersicht, wie die 115/120 kg Klasse derzeit geregelt ist.

USA: FAR Part 103 (beachtenswert der Appendix 1-4 im link)

http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/8CF133AD5A5BA4B3862569DE005BD75A?OpenDocument

§ 103.1 Applicability.

This part prescribes rules governing the operation of ultralight vehicles in the United States. For the purposes of this part, an ultralight vehicle is a vehicle that:

(a) Is used or intended to be used for manned operation in the air by a single occupant;
(b) Is used or intended to be used for recreation or sport purposes only;
(c) Does not have any U.S. or foreign airworthiness certificate; and
(d) If unpowered, weighs less than 155 pounds; or
(e) If powered:

(1) Weighs less than 254 pounds (115,2 kg) empty weight, excluding floats and safety devices which are intended for deployment in a potentially catastrophic situation;

(2) Has a fuel capacity not exceeding 5 U.S. gallons; (= ca. 19 Liter)
(3) Is not capable of more than 55 (= 102 km/h, 62 mph, 28.3 m/sec.) knots calibrated airspeed at full power in level flight; and
(4) Has a power-off stall speed which does not exceed 24 knots (44,4 km/h, 12,35 m/sec.) calibrated airspeed.

England: Single-seat deregulated (SSDR)

http://www.bmaa.org/pwpcontrol.php?pwpID=2395 (hier unter TIL 045 suchen)

General exemption against Article 8 of the Air Navigation Order 2005 for microlight aeroplanes with a maximum weight, without pilot and fuel, of 115kg.

1. The Civil Aviation Authority, in exercise of its powers under Article 153 of the Air Navigation

Order 2005, hereby exempts any microlight aeroplane coming within paragraph 2 from the prohibition contained in Article 8(1) of the Order that it shall not fly unless there is in force a certificate of airworthiness.

2. A microlight aeroplane comes within this paragraph if it:

a. is designed to carry not more than one person;
b. has a maximum weight without its pilot and fuel of 115 kg; and
c. has a maximum wing loading without its pilot and fuel of 10 kg per m^2.

3. This exemption shall only apply where the microlight aeroplane:

a. is flying on a private flight; and
b. is not flying over any congested area.

Of course, the aircraft must also continue to meet the definition of a microlight, which for a single-seater means a maximum take-off weight not exceeding 300 kg (330 kg for an amphibian or floatplane) and a stall speed not exceeding 35 knots at maximum take-off weight.

Deutschland ...

Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (seit 27. Januar 2010):

Paragraph 1 Absatz (4): http://www.gesetze-im-internet.de/luftvzo/BJNR003700964.html
"..... von der Musterzulassung befreit sind:

1. *ein- oder zweisitzige Luftsportgeräte mit einer höchstzulässigen Leermasse von 120 Kilogramm einschliesslich Gurtzeug und Rettungsgerät; für diese Luftfahrzeuge hat der Hersteller die Erfüllung der Lufttüchtigkeitsforderungen nach Paragraf 10a der Verord-*

nung zur Prüfung von Luftfahrtgerät nachzuweisen, ..."

Synopse dazu:

Wo und mit welcher Vorschrift	max. Leergewicht	Rettungs-system	MTOM	Flächenbelastg. leeres Flgzg.
USA: Part 103	115,2 kg	nicht vorgeschr.	nicht festgelegt	nicht festgelegt
GB: SSDR	115 kg	nicht vorgeschr.	300/315 kg EASA UL An-	max. 10 kg/qm

			nex II	
BRD: Laut DULV LTF-UL 2003 Laut DAeC prüft LBA noch	120 kg	vorge-schrieben 120kg = **inkl**. RS	315 kg 1-Sitzer 472,5 kg 2-Sitzer EASA UL An-nex II	nicht festgelegt

Quelle: Martin Knup, Schweiz - danke!

max. Anzahl Sitzplät-ze	Fuel	Vso	Vmax bei voller Mo-torleistung	Lizen-zen für Piloten

1	19 Liter	44,4 km/h	102 km/h	Keine
1	nicht festgelegt	65 km/h EASA UL Annex II	nicht begrenzt	UL
2	nicht festgelegt	55 km/h ?	nicht begrenzt	UL

Quelle: Martin Knup Schweiz - danke! [...]

ail: schulz-hoos@online.de"[1]

„Gabriel Stern's 1/72 UNUSUAL DESIGNS OF THE GOLDEN AGE

[1] Schulz-Hoos: **Form follows function 2 - Das Brown-Konzept**, abgerufen am 14. 1. 2011, in: < http://www.sunny-boxwing.de/triplewing.html >.

Payen PA.101 (France - 1935)

A collection of 16 models in 1/72nd scale that showed at the IPMS USA Nationals 2007:

Leigh-Avro Baby (Great Britain - 1920)

Cheranovsky BICh 7a (USSR - 1932)

Johnson Uniplane (Great Britain - 1934)

Payen AP.10 (France - 1936)

De Rouge Elytroplan (France - 1937)

Riout R.102T Alerion (France - 1937)

Granger Archaeopteryx (Great Britain - 1930)

Nemeth Umbrellaplane (USA - 1934)

Henderson HSF1 (Great Britain - 1929)

Farman 1020 (France - 1933)

Scroggs "The Last Laugh" (USA - 1930)

Rocheville "Arctic Tern" (USA - 1932)

Savoia S.64 (Italy - 1920)

Stipa-Caproni (Italy - 1932)

Cheranovsky BICh 14 (USSR - 1934)

Copyright©Alex.Bigey“[1]

[1] Stern, Gabriel: 1/72 UNUSUAL DESINGNS OFT HE GOLDEN AGE, abgerufn am 30. 1. 2011, in: < http://www.freewebs.com/aeroscale/sternweirdstuff.htm >.