

NIMBUS - FERNGESTEUERTE NURFLÜGEL EXPERIMENTALPLATTFORM

P. Goslar und P. Zwintzsch, FH Aachen Stuko-LuRa, Hohenstaufenallee 6, 52064
Aachen, Deutschland

Abstract

Auf Basis der Forschungen und Entwicklungen der Gebrüder Horten im Bereich der Nurflügelflugzeuge, entstand im Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik an der Fachhochschule Aachen, im Rahmen eines Studentenprojektes mit Hauptinitiator und Konstrukteur Herrn Ulrich Schäfer, das „Nimbus“ Projekt.

Ziel des Projektes ist es, eine nicht konventionelle Flugzeugkonfiguration weiterzuentwickeln und zu fertigen. Wegen der zulassungsbedingten Randbedingung von 150 kg maximaler Abflugmasse galt es, einen nicht-manntragenden, ferngesteuerten Nurflügel mit 12 m Spannweite und optimalen Flugeigenschaften zu entwerfen.

Nach einer achtjährigen Konstruktions- und Entwicklungsphase, absolvierte der Nurflügel im Jahr 2009 seinen Zulassungsflug, wurde jedoch bei der Landung schwer beschädigt und konnte somit erst im Juli 2015 seine luftfahrttechnische Zulassung als Großmodell erhalten.

Zur Gewährleistung eines sicheren und stabilen Flugverhaltens, wurden bei diesem Nurflügelkonzept eine glockenförmige Auftriebsverteilung, sowie druckpunktfeste Flügelprofile verwendet. Zur Durchführung von Flugmanövern, bedarf es keiner gesonderten Regelungstechnik oder Computerunterstützung. Zusätzlich bietet ein hochentwickeltes Telemetrie-System aus Eigenentwicklung, die Möglichkeit einer ständigen Echtzeit- Datenüberwachung und -erfassung an der Bodenstation. Dafür findet ein echtzeitfähiger Feldbus (TTP-A) für Mess- und Regelungsaufgaben Einsatz.

In künftigen Versuchen soll die Ruderentkopplung, sowie weitere aerodynamisch relevante Daten und Flugeigenschaften der Nurflügelflugzeuge wissenschaftlich fundiert untersucht und erfasst werden und mit CFD Studien verifiziert werden.

1. STUDENTENPROJEKT „STUKO LURA“

Stuko-LuRa ist ein im Jahr 2000 gegründetes Studentenprojekt an der Fachhochschule Aachen in der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik. Das Studentenprojekt beschäftigt sich mit der Auslegung, Berechnung und Konstruktion von Flugzeug-Großmodellen zu Forschungszwecken. Aktuelle Projekte sind das Nurflügel-Großmodell „Nimbus“, sowie ein Großmodell des Segelflugzeuges LS-8 im Maßstab 1:2 mit einer Spannweite von 9 m und 25 kg maximaler Abflugmasse.



BILD 1: Isometrische Ansicht des CAD Modells

2. NURFLÜGEL GROßMODELL NIMBUS

Der Nimbus ist ein ferngesteuertes Großmodell-Flugzeug. Der Nurflügel hat eine Spannweite von 12 Metern und eine durch die Modellzulassung bedingte maximale Abflugmasse von 150 kg.

Im Jahr 2001 wurde mit der Auslegung und Konstruktion des Flugzeuges begonnen. Aufgrund seiner Größe erwies es sich als fliegerische Herausforderung und wurde beim Zulassungsflug 2009 im Landeanflug schwer beschädigt. Der Nurflügel erhielt somit keine Zulassung. Weitere Flugversuche konnten aufgrund der angefallenen Reparaturarbeiten zunächst nicht stattfinden. Im Juli 2015 konnte im Rahmen eines erneuten Testfluges

mit modifizierter und optimierter Messtechnik, die Zulassung durch das Luftfahrtbundesamt nach 14 Jahren Entwicklungszeit erteilt werden.

Ziel des Nimbus Projektes ist, die Forschungen im Bereich der schwanzlosen Flugzeuge weiter zu führen und mit modernster Messtechnik und CFD Studien wissenschaftlich zu verifizieren. Die Möglichkeit der Ruderentkopplung, zur Simulation des freien Ruders, wurde konstruktiv vorgesehen und soll bei diversen Flugversuchen untersucht werden. Weitere Flugaufträge hinsichtlich Flugleistung, sowie unter anderem die Untersuchung der Eigenmoden, sind ebenfalls vorgesehen. Aus den erfassten Messdaten sollen künftige Optimierungsaufgaben hinsichtlich der Steigerung der Flugleistung und Effizienz formuliert werden.

2.1. Aerodynamische Auslegung

Als Grundlage für die Berechnung der Tragflügel, diente das Quadratur-Verfahren von Hans Multhopp (1913-1972). Mithilfe dem Quadraturverfahren von Multhopp ist es möglich, die Integralgleichungen aus der Prandtl'schen Traglinientheorie durch Diskretisierung näherungsweise zu lösen und somit den Auftrieb endlicher Tragflügel zu berechnen (Sonst, 2016). Bei Vorgabe der geometrischen Randbedingungen des Flügels und einer gewünschten Auftriebsverteilung, ist es mit diesem Verfahren möglich, die Verwindungsverteilung, Rudereinflüsse auf die Auftriebsverteilung etc., bei allen Flugzuständen der Enveloppe zu bestimmen. Zur besseren flugmechanischen Stabilität um alle drei Achsen, empfiehlt sich eine glockenförmige Auftriebsverteilung (Selinger, 1983). Beim Nimbus wurde dazu eine Sinusfunktion mit dem Exponent 3 angewendet (BILD 2).

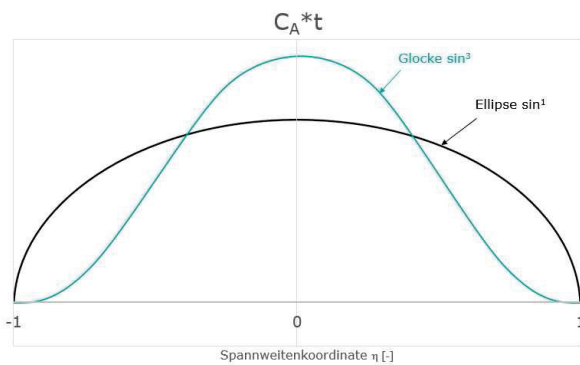


BILD 2: Vergleich Auftriebsverteilung Glocke und Ellipse

Obige Grafik (BILD 2) vergleicht eine ellipsenförmige Auftriebsverteilung über der Spannweite mit der einer Glocke, bei gleichem Auftrieb. Aus der Grafik geht hervor, dass im unteren Spannweitenbereich, im Bereich um die Symmetrieebene des Flugzeugs, die Glocke wesentlich mehr Auftrieb erzeugt als die Ellipse. Im äußeren Spannweitenbereich nähert sich

die Glockenverteilung tangential an eine Horizontale an. Bei einer glockenförmigen Auftriebsverteilung mit dem Exponent 3, liegt der Auftriebsschwerpunkt bei $\eta_s = 0,334$, der einer Ellipse bei $\eta_s = 0,421$.

Zwar verursacht diese Auftriebsverteilung einen wesentlich höheren induzierten Gesamtwiderstand mit einer Zunahme von über 33% gegenüber einer flächengleichen Ellipse, dennoch überwiegen die Vorteile drastisch (Selinger, 1983):

- Dadurch, dass ein Großteil des Auftriebs im inneren Spannweitenbereich erzeugt wird, wird auch dort die Strömung beim Überziehen zuerst abreißen. Daraus folgt ein unkritisches Überziehverhalten und die Querruder am Außenflügel behalten dadurch ihre Steuerwirkung
- Durch Erzeugen eines induzierten Vortriebs im Flügelaußenbereich, wird ein positives Gier-Wendemoment erzeugt (BILD 3)
- Die Form der Auftriebsverteilung sorgt durch den weit innen liegenden Auftriebsschwerpunkt, für ein geringeres Wurzelbiegemoment als eine flächengleiche Ellipse

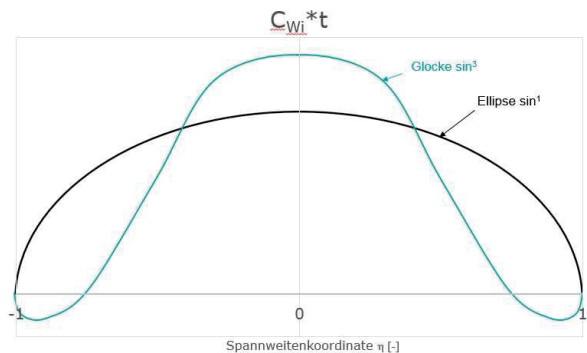


BILD 3: Vergleich induzierte Widerstandsverteilung Glocke und Ellipse

Die induzierte Widerstandsverteilung der Glockenverteilung (BILD 3) macht deutlich, dass im Flügelaußenbereich ein negativer induzierter Widerstand erzeugt wird, wodurch ein induzierter Vortrieb entsteht. Dadurch wird ein positives Gier-Wendemoment erzeugt. Die Ellipse hingegen erzeugt über die gesamte Spannweite einen positiven induzierten Widerstand. Dennoch ist der gesamte induzierte Widerstand der Ellipse geringer im Vergleich zur Glockenverteilung.

Aus den Berechnungen nach dem Multhopp Verfahren, ergibt sich eine Gesamtverwindung von ca. 11° bei einem Auslegungs- C_A -Wert von 0,63. Der Nurflügel erreicht dabei eine Trimmgeschwindigkeit von 80km/h.

Das Flugzeug hat positiv gepfeilte Trapezflügel, mit einer Flügelwurzeltiefe von 1000 mm und einer Pfeilung an der Nasenleiste von 20° . Um

Rollstabilität um die Flugzeuglängsachse zu gewährleisten, wurde der Dihedralwinkel auf 2° pro Flügel festgelegt. Um den Auftriebseinbruch am Mittelstück zu kompensieren, wurde dort die Flügeltiefe erhöht und damit die Endleiste entpfeilt. Insgesamt wurden am Nimbus drei verschiedene Profile verwendet. Die Flügelprofile unterteilen sich in das Wurzelprofil, Endprofil und das Wingletprofil. Die druckpunktfesten Flügelprofile stammen aus dem Profilkatalog von Hauptkonstrukteur Ulrich Schäfer, die Wingletprofilierung ist ein Strak auf das RG-14.

2.2. Konstruktion und Bauweise

Der Nimbus ist in Faserverbundbauweise gefertigt und nach der manntragenden Richtlinie JAR 22 (CS-22) „Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler“ ausgelegt. Der Nurflügel besteht aus den Flügeln, dem Mittelstück und den Winglets.

Die Flügel sind zweiteilig aufgebaut und werden über die Holmschatulle mit dem Mittelstück durch eine Bolzenverbindung verbunden. Des Weiteren hat der Nurflügel Winglets, die außen an den Flügel gesteckt werden. An der Systemspitze wird zur Messung des Staudrucks, Temperatur und des Anstell- und Schiebewinkels, eine CFK-Messlanze angesteckt. Damit die Messwerte durch die Druckverteilung des Flügels nicht beeinflusst werden, hat diese eine Länge von ca. 1300 mm.



BILD 4: Anstell- und Schiebewinkelsensor an der Messlanze

Die Flügel des Nimbus sind in Halbschalenbauweise gefertigt. Die dafür benötigten Formen wurden in mehrteiligen Styropornegativformen mithilfe einer CNC gesteuerten Heißdraht-Schneidemaschine gefertigt. Zur Aufnahme der aus den Luft- und Manöverlasten auftretenden Biegelasten, befindet sich in den Flügeln ein Holm, der als Doppel T-Träger mit CFK-UD-Gurten und einem GFK-Steg ausgeführt ist. Die Torsionslasten werden durch die Flügelhaut aufgenommen. Des Weiteren sind pro Flügelhälfte drei Rippen zur Verstärkung und

Aufnahme der Fahrwerkslasten integriert. Die beiden Fahrwerksbeine des Hauptfahrwerks befinden sich je an einem Flügel, und sind als Einziehfahrwerk ausgelegt.



BILD 5: Hauptfahrwerk mit Radbremse

Außerdem beinhalten die Flügel je einen Integraltank aus Eigenentwicklung mit einer ausfliegbaren Treibstoffmenge von je 17 Litern Kerosin.

Das zentrale, tragende Element des Flugzeugs ist das Mittelstück. Im Mittelstück befinden sich die aus CFK gefertigte Holmschatulle mit der Aufnahme des lenkbaren Bugrades, sowie sämtliche Elektronik, wie z.B. den Akkus, der Spannungsverteiler und die Datenübertragung. Auf der Oberseite sind die beiden Gasturbinen befestigt und mit einem selbst entwickelten Berstschutz, im Falle eines Turbinenschadens, ausgestattet.

2.3. Antrieb

Angetrieben wird der Nurflügel von zwei Gasturbinen der Firma Frank Turbine. Die Turbinen liefern einen Gesamtschub von 380 N, bei einer Drehzahl von 123.000 U/min (Frank, 2012). Damit kann eine Startstrecke von unter 100 m auf Gras und eine maximale Steigrate von 4,5 m/s realisiert werden. Die sicherheitsrelevanten Daten zur Überwachung der Turbinen, wie die Abgastemperatur und die Drehzahl, werden in Echtzeit an die Bodenstation übertragen und überwacht. Unter Vollast ist eine Flugzeit von rund 15 min erreichbar.

2.4. Steuerung

Gesteuert wird das Großmodell um alle drei Achsen über das Höhen-, Quer- und Seitenruder. Dabei ist das Höhen- und Querruder als sogenannte Einklappensteuerung, kombiniert ausgeführt. Die Seitenruder sind außen in die Winglets integriert. Für die Landung befinden sich Störklappen auf der Tragflächenoberseite, um einen kontrollierten Bahnneigungsflug zu ermöglichen. Durch Ausfahren der Bremsklappen entsteht ein stark kopflastiges Moment um die Flugzeug Querachse, da ein Großteil des Auftriebs im Flügellinnenbereich, also vor dem Massenschwerpunkt vernichtet wird. Dies

wird durch Hochstellen der Höhen-/ Querruder kompensiert.



BILD 6: Landeanflug mit Störklappe

Um die Manövrierbarkeit beim Rollen am Boden zu erhöhen, wird neben den Seitenrudern, ebenfalls das Bugfahrwerk zum Steuern verwendet.

Die Steuerbefehle werden über eine 2,4 GHz Fernsteueranlage übertragen. Die Steuerung des Nurflügels ist als Fly-by-Wire System ausgelegt. Durch mehrere redundant arbeitende Empfänger ist die Übertragungssicherheit gewährleistet. Bei einem totalen Signalverlust geht das System in einen FailSafe-Modus, welches das Modell in einen stationären Sinkflug bringt. Der Nimbus wird von zwei Piloten mit je einem Sender gesteuert. So kann die Arbeitsbelastung für die Piloten gesenkt werden. Dabei steuert Pilot 1 Bremsklappen, Seitenruder, Bugradlenkung sowie Quer- und Höhenruder. Pilot 2 übernimmt die Steuerung der Triebwerke und die Radbremsen.

Da zum damaligen Entwicklungszeitpunkt keine Modellbauservos mit entsprechender Steuerkraft auf dem Markt verfügbar waren, um die im Flug auftretenden Ruderlasten erreichen zu können, wurde auf Industrieservo-Motoren zur Steuerung der Querruder zurückgegriffen. Außerdem besteht die Möglichkeit, die Quer-/Höhenruder des Nimbus mithilfe einer entsprechenden Mechanik komplett von ihren Steuerservos zu entkoppeln und so das Verhalten der Nimbus mit freien Rudern und die damit verbundene Reduktion des Stabilitätsmaßes zu erforschen. Beim erneuten Einkoppeln der Ruder, werden diese in ihre ursprüngliche Trimmstellung zurück gefahren.

2.5. Messdatenerfassung

Für die Messdatenerfassung und –übertragung, wird ein eigenentwickeltes Telemetriesystem verwendet. Die Messdaten werden während des Fluges im Flugzeug erfasst und mittels eines echtzeitfähigen TTP-A Feldbus an die Bodenstation übertragen und

aufgezeichnet. Neben sicherheitsrelevanten Daten, wie z.B. der On-Board Akkuspannung und Turbinenabgastemperatur werden ebenfalls folgende für wissenschaftliche Zwecke nutzbare Daten, mit einer Frequenz von 50Hz an die Bodenstation gesendet und dort aufgezeichnet:

- Flugeschwindigkeit
- Flughöhe
- Anstell- und Schiebewinkel
- Fluglage im Raum
- Klappenstellungen
- Winkelbeschleunigungen um alle drei Achsen
- GPS
- etc.

Außerdem wird der Flug durch zwei, sich auf dem Nimbus befindlichen On-Board Kameras aufgenommen. Diese werden mit einem Zeitstempel mit der Messdatenerfassung synchronisiert, um die entsprechenden Fluglagen zu den Messdaten zuordnen zu können.

Zur Sicherstellung eines gefahrlosen Fluges, werden an der Bodenstation über eine grafische Oberfläche, im Rahmen eines virtuellen Cockpits, sämtliche Daten angezeigt und mit akustischen Warnsignalen ausgegeben. Somit ist gewährleistet, dass Fehler im Betrieb durch eventuelle Fehlfunktionen der Elektronik, oder ein über-/ unterschreiten der Betriebsgrenzen, frühzeitig erkannt und Gegenmaßnahmen eingeleitet werden können.



BILD 7: Virtuelles Cockpit in der Bodenstation

Dabei ist ständig eine kommunikative Verbindung zwischen der Bodenstation und den Piloten gewährleistet.

3. FLUGMECHANISCHE EIGENSCHAFTEN

Bei bisherigen Messflügen konnten sämtliche im Vorfeld auf theoretischer Basis berechneten und erwarteten Flugeigenschaften bestätigt werden. Es ist an dieser Stelle anzumerken, dass zum Verfassungszeitpunkt dieser Ausarbeitung (Stand

09.2016), keine auswertbaren Messdaten hinsichtlich der Flugleistung erfasst werden konnten.

Es ist eine deutliche Kurvenstabilität zu erkennen, wodurch keinerlei Tendenz zu einem Spiralsturz während des Kurvenfluges entsteht. Aufgrund der gewählten Auftriebsverteilung, sowie der geringen Flügelstreckung war ein positives Giermoment zu erwarten. Zusätzlich sorgt die Einklappensteuerung bei Überlagerung eines Höhenruderausschlages für differenzierte Querruder-Ausschläge, was sich positiv auf das Giermoment auswirkt und somit das Flugzeug ebenfalls Kurvenstabil hält.

Die Auftriebsverteilung der Flügel wurde so ausgelegt, dass der Start mit voll gezogenem Höhenruder möglich ist, ohne einen Strömungsabriss herbeiführen zu können. Auch diese Auslegung konnte durch Flugversuche geprüft und bestätigt werden.

Eine Eigenschaft der Nurflügel Flugzeuge mit Höhenruderkappen im Außenflügelbereich ist, dass eine Anstellwinkelvergrößerung, nur durch Abtrieb hinter der Schwerpunktachse des Flugzeuges erfolgen kann. Infolge des damit verbundenen Höhenruderausschlages, wird zunächst Auftrieb am Flügel vernichtet, bevor es zu einer Anstellwinkelvergrößerung und damit Auftriebserhöhung kommt. Ein „Durchsacken“ des Nurflügels ist die Folge.

Die Verwendung von Winglets stellt eine Besonderheit bei diesem Nurflügelflugzeug dar. Winglets können bei hohen Schiebewinkeln am Außenflügel einen Strömungsabriss an der Flügelaußenkante herbeiführen, der sich über den gesamten Tragflügel ausbreitet und zum Kontrollverlust des Fluggerätes führen kann. Durch eine optimierte Profilierung und Verwindung des Wingletfußes, konnte dem entgegen gewirkt werden. Dennoch hat man sich bei der Entwicklung dazu entschieden, da die weiter außen liegenden Seitenruder einen größeren Hebel zum Massenschwerpunkt aufweisen und somit kleinere Ruder verwendet werden können.

4. AUSBLICK

Nach langjähriger Entwicklung besteht mit dem Nimbus ein Fundament, als Voraussetzung für wissenschaftliche Untersuchungen an Nurflüglern. Neben Flugaufträgen mit anschließender Messdatenaufbereitung, sollen künftig aerodynamische als auch flugmechanische Optimierungen formuliert und erforscht werden. Untersuchungen sollen vor allem im Hinblick auf folgende Aspekte durchgeführt werden:

- Flugleistungserprobung
- Überziehverhalten
- Erfliegen der Eigenmoden
- Einfluss der Winglets auf das Flugverhalten
- Ruderentkopplung/ freies Ruder

Insbesondere die Untersuchung des freien Ruders ist bei Nurflüglern hinsichtlich des Stabilitätsmaßes ein Schwerpunkt der Forschung. Durch die starke Verwindung der Flügel von 11°, richten sich die Ruder nach Entkopplung vom Steuerservo, in die Anströmung. Dies hat zur Folge, dass die Ruderfläche als Auftrieb- und Moment erzeugende Fläche wegfällt. Daraufhin wird das Flugzeug kopflastig und nimmt Fahrt auf. Der Neutralpunkt des Flugzeuges verschiebt sich in Flugrichtung, näher an die Massenschwerpunkt-Querachse. Die Folge ist eine Senkung des Stabilitätsmaßes, was zum vollständigen Stabilitätsverlust und damit zum Kontrollverlust des Fluggerätes führen kann. Die Reststabilität mit freiem Ruder soll hinsichtlich der Eigenmoden untersucht werden um sicherheitsrelevante Aussagen über das Flugverhalten der Nurflügel bei freiem Ruder treffen zu können.

SCHRIFTTUM

Sonst, R. (4. 9. 2016). Abgerufen am 8. 9. 2016 von: Das Nurflügelteam: <http://www.das-nurfluegelteam.de/index.html>

Selinger, R. H. (1983). *Nurflügel - Geschichte der Horten Flugzeuge 1933-1960*. Graz: Herbert Weishaupt Verlag.

Frank, A. (10. 1. 2012). Abgerufen am 8. 9. 2016 von: Alfred Frank Modellturbinen: <https://www.frankturbine.com/produkte/archiv/tj-70-raptor/>