

# Die Horten IX – oder die Krux mit der Seitenstabilität

## 1. Einleitung

Die Horten-Flugzeuge üben nach wie vor eine große Faszination aus, scheinen sie doch als Nurflügel das Optimum hinsichtlich Widerstand und damit auch der Flugleistung zu sein. Der schädliche Widerstand ist durch den Entfall von Rumpf und Leitwerken auf ein Minimum reduziert – und elegant sehen diese Flieger in der Luft auch aus.

Leider sind die Flugleistungen nur die eine Seite der „Flugzeugentwurfs“-Medaille – die andere (sehr wichtige) Seite sind die Flugeigenschaften. Ohne vernünftige Flugeigenschaften lassen sich die im Entwurf steckenden Leistungspotentiale nicht erfliegen, dies gilt für „richtige“ Flugzeuge als auch für Flugmodelle, denn die Gesetze der Flugmechanik gelten für beide. Mangelnde Flugeigenschaften können sogar zur Unfliegbarkeit führen.

Die Ho-IX der Brüder Horten war der erste Entwurf mit Strahltriebwerken, der am Ende des 2. Weltkrieges noch geflogen ist. Der zweite Prototyp ist bekanntlich bei einem Testflug nach einseitigem Triebwerksausfall am 18. Februar 1945 abgestürzt.

Für den Flugmodellbauer entpuppt sich der Nachbau einer Ho-IX als große Herausforderung. Es gibt viele Nachbauten, aber fast alle kommen nicht ohne Hilfsmittel wie zusätzliche Finnen, Verlängerung der Triebwerksaustrittsdüsen oder sogar Strahlrudern aus, um akzeptable Flugeigenschaften über den gesamten Geschwindigkeitsbereich zu erreichen.

Wo liegen nun die Probleme eines reinen Nurflügels wie der Ho-IX?

Die Längsstabilität ist es nicht sondern es ist in der geringen Seitenstabilität eines Nurflügels begründet. Nachfolgend möchte ich auf einige dieser Probleme näher eingehen. Da wir einen Nurflügel betrachten, werden die Einflüsse eines Rumpfes auf die Seitenbewegung nicht betrachtet.

## 2. Die statische und dynamische Seitenstabilität

### 2.1 Die statische Seitenstabilität

Die Seitenstabilität befasst sich mit der Stabilität um die Hoch- und Längsachse. Durch die Kopplung der Bewegung um diese beiden Achsen ist die Betrachtung der Seitenstabilität recht komplex, da die Bewegung um eine Achse gleichzeitig die andere Achse mit beeinflusst.

Es gibt zwei wichtige Beiwerte der statischen Seitenbewegung:

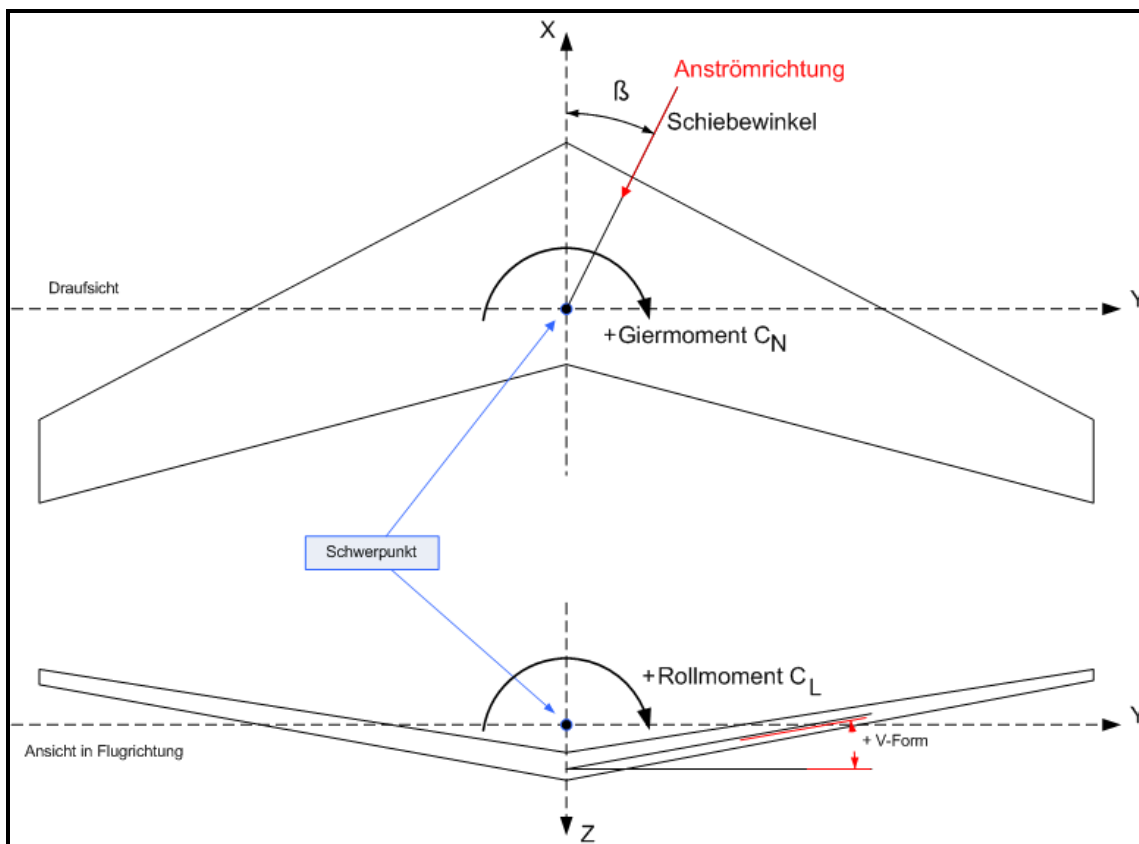
$C_{N\beta}$ , das Schiebegermoment (auch Richtungs- oder Windfahnenstabilität genannt)

und

$C_{L\beta}$ , das Schiebrollmoment.

Während die Richtungsstabilität die Stabilität um die Hochachse beschreibt, befasst sich das Schiebrollmoment mit dem Rollmoment um die Längsachse, das bei einer unsymmetrischen Anströmung (Schiebflug) auftritt.

Die nachfolgende Abbildung zeigt die Vorzeichendefinition für das Gier- und Rollmoment.



01.01.2012 17:40:00

### Schiebewinkel $\beta$

Der positive Schiebewinkel „ $\beta$ “ ist definiert (Blickrichtung von oben auf den Grundriss) durch eine Anströmung von der rechten Seite.

### Schiebegiermoment $CN_{\beta}$

Ein vorhandenes Rückstellmoment um die Hochachse – z.B. erzeugt durch ein eventuell vorhandenes Seitenleitwerk – versucht diesen Winkel zu verkleinern. Ist dieses rückstellende Moment vorhanden, so bekommt das Schiebegiermoment ein positives Vorzeichen. Da dieses Moment versucht das Flugzeug wieder in „den Wind“ zu drehen, spricht man auch von der Windfahnenstabilität. Der Anteil des Flügels basiert auf Änderungen der Widerstandsverteilung (Profil- und induzierter Widerstand) aufgrund der unsymmetrischen Auftriebsverteilung des schiebenden Flügels und hängt von der Steckung, Pfeilung und der V-Form ab. Die Bedingung  $CN_{\beta} > 0$  muss für statische Richtungsstabilität erfüllt sein.

### Schieberollmoment $CL_{\beta}$

Das Schieberollmoment wird im Wesentlichen durch die V-Form und der Pfeilung des Flügels bestimmt und wächst proportional mit dem Auftrieb. Durch den Schiebeflug werden an der rechten Flügelhälfte Zusatzstellwinkel induziert – an der linken Flügelhälfte mit entgegengesetztem Vorzeichen – die zu einem Rollmoment (links drehend) führen. Entsprechend der Abbildung, die das positive Rollmoment rechtsdrehend positiv definiert, hat das Schieberollmoment ein negatives Vorzeichen. Die Bedingung  $CL_{\beta} < 0$  ist Voraussetzung für die statische Rollstabilität.

Ein Hinweis für Nurflügel mit Seitenleitwerk: auch ein hohes Seitenleitwerk liefert einen Beitrag zum Schieberollmoment, da der Seitenleitwerk-Neutralpunkt im Allgemeinen deutlich über der Flugzeuglängsachse liegt. Die Seitenkraft des schiebenden Seitenleitwerks erzeugt dabei ein Rollmoment mit negativen Vorzeichen. Zum Einfluss des hohen Seitenleitwerks kann als klassisches Beispiel die F-104 „Starfighter“ herangezogen werden: das durch die Seitenleitwerkhochlage erzeugte Schieberollmoment musste durch eine negative V-Form von  $-10^\circ$  verringert werden um akzeptable Schieberollmomente zu erreichen.

### Gierdämpfung $CN_r$

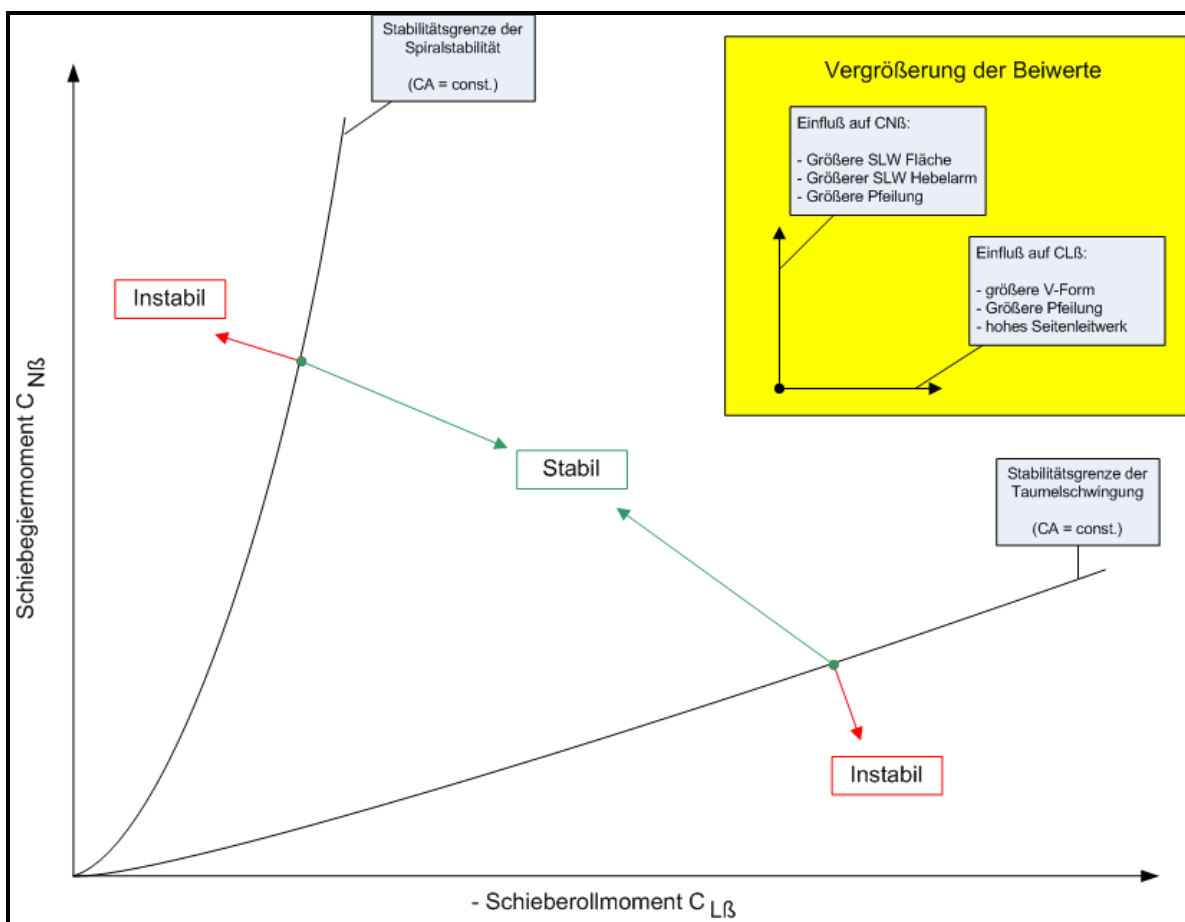
Ein weiterer wichtiger Beiwert bei der Betrachtung der Seitenstabilität eines Nurflügels ist das Giermoment infolge Gieren. Sie ist vom Vorzeichen immer negativ – also dämpfend. Leider wird diese Dämpfung im Wesentlichen von einem Seitenleitwerk erzeugt, der Flügelanteil ist gering. D.h. bei einem reinen Nurflügel wirkt einer angeregten Drehung um die Hochachse nur ein sehr schwaches Gegenmoment – die Drehbewegung wird nur schwach gedämpft. D.h. auch, dass eine angeregte Drehung um die Hochachse durch ein negatives oder positives Querruderwendemoment nicht – oder nur gering – gedämpft wird.

01.01.2012 17:40:00

## 2.2 Die Stabilitätsgrenzen der dynamische Seitenstabilität

Die im vorhergehenden Kapitel beschriebenen Beiwerte  $C_{N\beta}$  und  $C_{L\beta}$  lassen sich in einem Diagramm auftragen, in dem man sehr gut erkennen kann, wie sich konstruktive Maßnahmen auswirken. Dabei wird der Beiwert des Schieberollmomentes auf der Abszisse (X-Achse) und das Schieberollmoment auf der Ordinate (Y-Achse) aufgetragen. Die nachfolgende Abbildung zeigt ein solches Diagramm. Man beachte das umgekehrte Vorzeichen der X-Achse durch die Achsenbeschriftung „-  $C_{L\beta}$ “.

In diesem Diagramm sind nun qualitativ zwei Kurven eingetragen, die die Stabilitätsgrenzen der dynamischen Seitenbewegung für einen konstanten Auftriebsbeiwert beschreiben. Es sind die Grenzkurven für neutrale Spiral- und Taumelschwingungsstabilität (die Taumelschwingung wird auch „Dutch Roll“ genannt). Zwischen diesen beiden Kurven ist nun der Bereich der stabilen dynamischen Seitenbewegung. Links der Grenzkurve für Spiralstabilität haben wir Spiralinstabilität, d.h. der Nurflügel geht nach einer Störung um die Hochachse in den Spiralsturz (der Kurvenradius nimmt ab und die Sinkgeschwindigkeit nimmt zu). Unterhalb der Stabilitätsgrenze der Taumelschwingung liegt der Bereich des Taumelns – eine Kopplung zwischen Roll- und Gierschwingung – ein sehr unangenehmer Flugzustand.



01.01.2012 17:40:00

Version 1.0

John Yost

4

Es ergibt sich also folgender Sachverhalt:

- kleine  $CL_\beta$  und große  $CN_\beta$  → Gefahr der Spiralinstabilität
- große  $CL_\beta$  und kleine  $CN_\beta$  → Gefahr der Taumelschwingung.

Die Bestimmung dieser Grenzen ist nicht ganz einfach, da sie unter anderem von den Massenträgheitsmomenten um die Längs- und Hochachse abhängen.

Der Einfluss konstruktiver Größen ist in dem kleinen Diagrammeinschub abzulesen.

Für die Gierdämpfung  $CN_r$  gilt: der Beiwert nimmt mit dem Quadrat des relativen Seitenleitwerkshebelarm ( $X_s/s$ ) zu. Es ist durchaus sinnvoll im Falle einer zu geringen Gierdämpfung – und falls ein Seitenleitwerk vorhanden ist – den Hebelarm zu erhöhen, als ein größeres Seitenleitwerk zu verwenden.

Auch hier ein Blick auf die „Großen“: betrachtet man Fotos von der Northrop/Grumman B-2 oder anderer moderner Nurflügel (z.B.: unbemannte Drohnen, UAV's), so sieht man sehr selten Aufnahmen bei denen nicht irgendwelche Spreizklappen oder Störklappen an den Flügelenden ausgefahren sind, die ein Mindestmaß an Richtungsstabilität und Gierdämpfung – der entsprechenden Flugsituation angepasst – sicher stellen. Dies ist aber nur möglich mit Hilfe digitaler Flugkontrollsysteme.

Die Frage ist nun, gibt es einen Bereich von  $CN_\beta$  und  $CL_\beta$  Kombinationen, die ein Gebiet akzeptabler statischer und dynamischer Seitenstabilität abdecken und vernünftige Flugeigenschaften erwarten lassen. Nun, statische Richtungsstabilität ist definiert durch ein  $CN_\beta$  mit positiven Vorzeichen, während die statische Rollstabilität  $CL_\beta$  ein negatives Vorzeichen aufweisen muss.

Für die dynamische Seitenstabilität, deren Voraussetzung die statische Seitenstabilität ist, lässt sich als Faustformel dieses Gebiet wie folgt beschreiben

$$2/3 > -CL_\beta / CN_\beta > 1/3$$

wobei  $-CL_\beta / CN_\beta < 2/3$  die Spiralinstabilitätsgrenze und  $-CL_\beta / CN_\beta > 1/3$  die Grenze der Taumelschwingung meiden soll.

Die Grenze der Spiralinstabilität kann auch bis  $-CL_\beta / CN_\beta < 1$  erweitert werden, da eine leichte Spiralinstabilität, bezüglich der Flugeigenschaften, nicht als unangenehm empfunden wird.

## 3. Die Seitenstabilität der Ho-IX

### 3.1 Die Vorgaben

Alle hier dargestellten Ergebnisse wurden mit AVL ermittelt, einem erweiterten Vortex-Lattice Verfahren, das von Mark Drela, MIT und Harold Youngren, Aircraft Inc. entwickelt wurde und dankenswerter Weise frei im Internet verfügbar ist. Mit diesem Programm lassen sich mit relativ geringem Aufwand alle statischen und dynamischen Beiwerte eines Konzeptes abschätzen.

Der den Berechnungen zu Grunde liegender Grundriss, die Profilierung und Verwindung der Ho-IX V3 wurden vom Original übernommen.

Die geometrische Verwindung ist, im Gegensatz zu anderen Horten Entwürfen, linear und beträgt  $+0.05^\circ$  an der Wurzelrippe und  $-1.0^\circ$  an der Endrippe, also gesamt  $-1.05^\circ$ .

Der zulässige Schwerpunktbereich des Originals liegt zwischen 2.6 und 2.75 m hinter der Systemspitze ( $x, y = 0.0$ ) – also nur ein zulässiger Bereich von 15 cm.

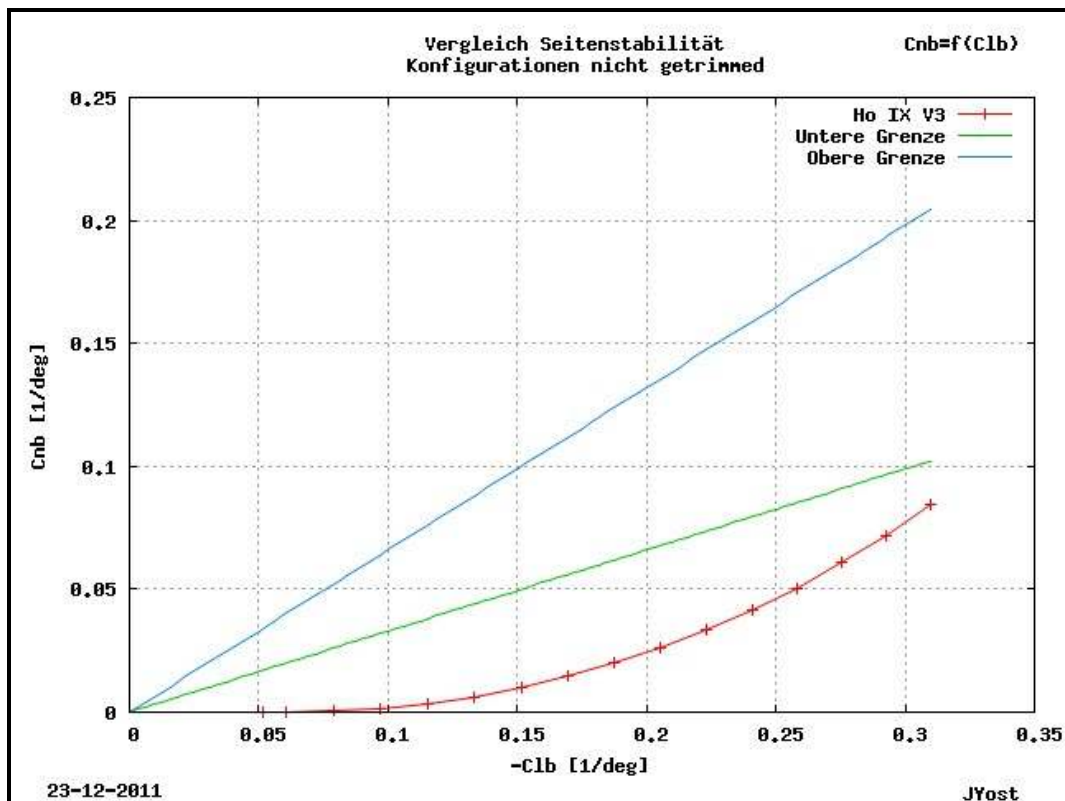
Für die Berechnungen wurde eine mittlere Schwerpunktlage von  $X_{SP} = 2.687$  m und  $Z_{SP} = 0.042$  m fest gelegt (dies entspricht beim Original einen Flugzustand mit 50 % Kraftstoff, Fahrwerk eingefahren) und entspricht einem Stabilitätsmaß von 8.4 %.

Die Diskretisierung der Geometrie in „vortex lattice panels“ wurde in Tiefenrichtung mit 25 und Cosinus-Verteilung durchgeführt. In Richtung der Halbspannweite wurden 39 Panels verwendet.

Alle dargestellten Kurven decken einen  $C_A$ -Bereich von 0.05 bis 1.5 ab.

### 3.2 Die Ergebnisse

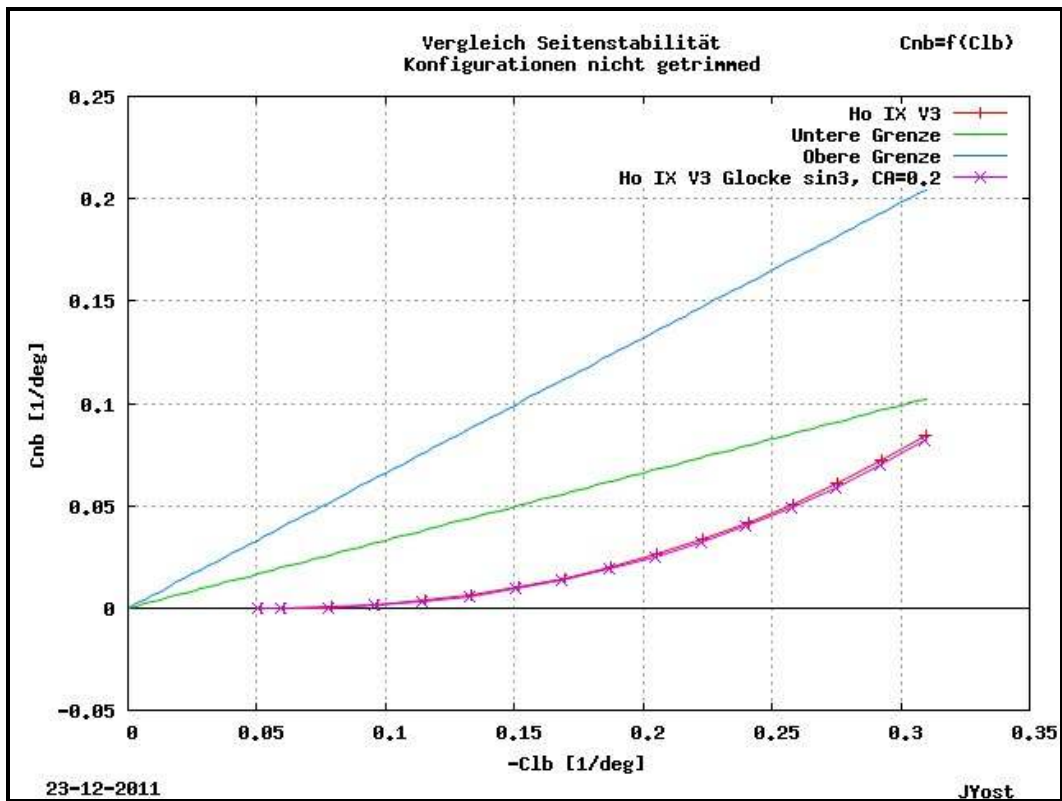
In dem nachfolgenden Diagramm  $C_{N\beta} = f(C_{L\beta})$  wurden die ermittelten Ergebnisse für die statischen Beiwerte eingetragen und zusätzlich die im vorhergehenden Kapitel aufgestellten Grenzkurven ( $2/3 > -C_{L\beta} / C_{N\beta} > 1/3$ ), die einen akzeptablen Auslegungsbereich definieren, dargestellt.



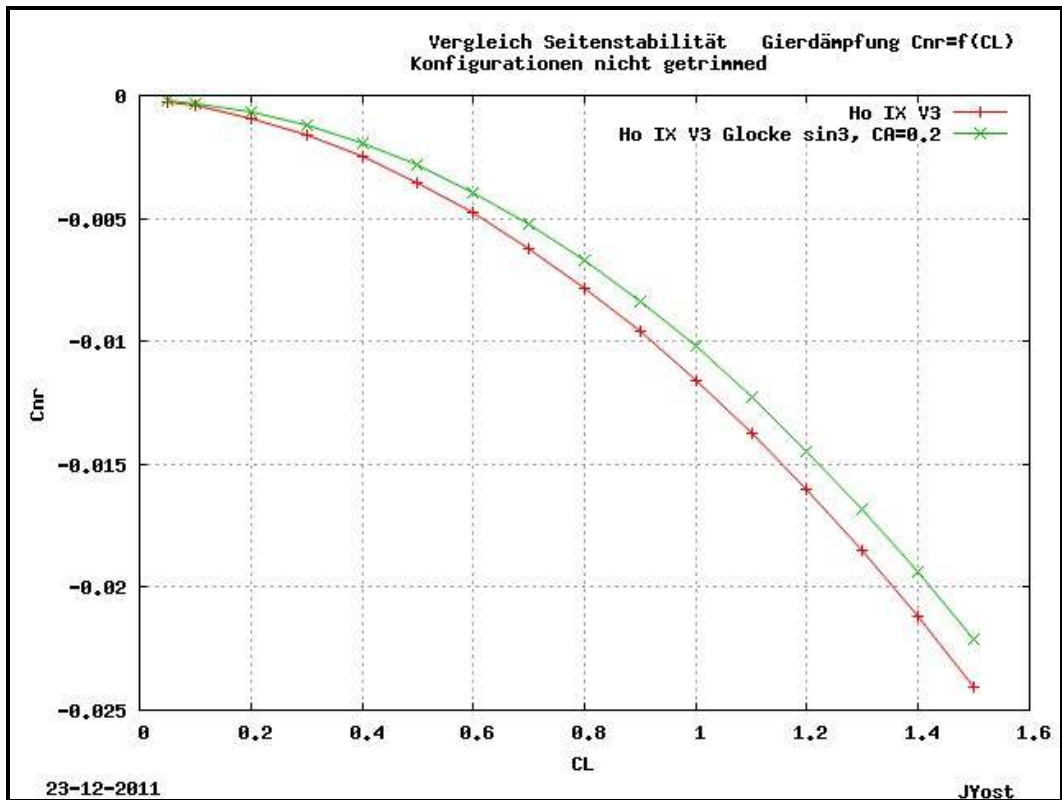
Die berechnete Stabilitätskurve  $C_{N\beta} = f(C_{L\beta})$  liegt außerhalb der vorgegebenen Grenzkurven und ist gekennzeichnet durch eine geringe Richtungsstabilität mit großen Schieberollmomenten und rückt damit erschreckend nahe an den Bereich einer möglichen Taumelschwingungsinstabilität (diese kann nur, wie bereits erwähnt, mit Hilfe der Massenträgheitsmomenten berechnet werden). Die Kurve zeigt auch, dass im Schnellflug ( $C_A < 0.3$ ) fasst keine Richtungsstabilität vorhanden ist - insgesamt schlechte Eigenschaften für ein Jagdflugzeug! Sehr gut ist auch die Zunahme der Richtungsstabilität und des Schieberollmomentes mit steigendem  $C_A$  zu erkennen – es ist der Einfluss der Pfeilung.

Wer nun denkt, dass diese Eigenschaften sich mit einer Horten typischen Glockenauftriebsverteilung verbessern würden, muss ich enttäuschen. Das nachfolgende Diagramm zeigt die Stabilitätskurve für eine Glockenauftriebsverteilung  $\sin^3$  mit einem Auslegungs  $C_A$  von 0.2. Der Effekt ist minimal und wirkt auch in die falsche Richtung.

01.01.2012 17:40:00



Als nächstes betrachten wir die Ergebnisse für die Gierdämpfung.



01.01.2012 17:40:00

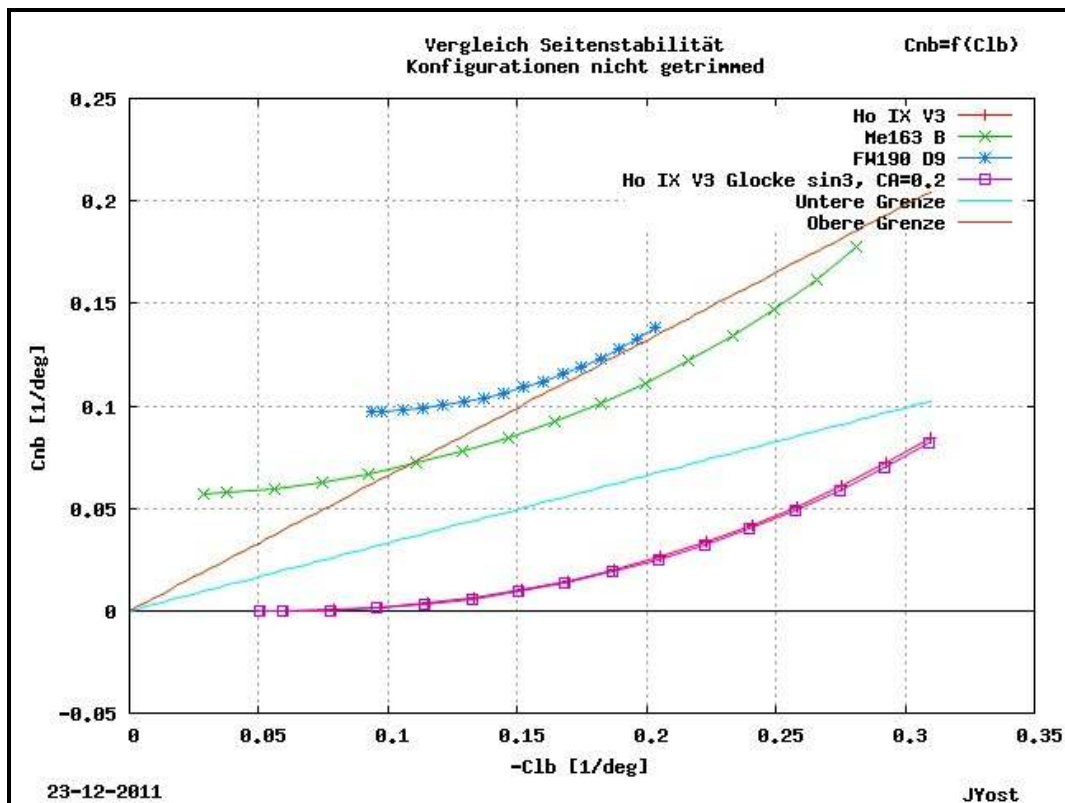


Auch hier ist eine deutliche Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert erkennbar mit einer Abnahme der Gierdämpfung im Schnellflug.

Es stellt sich nun die Frage wie diese Beiwerte aussehen sollten, um akzeptable Flugeigenschaften zu erhalten. Um diese Frage zu beantworten, habe ich Vergleichsrechnungen mit Flugzeugtypen durchgeführt von denen bekannt ist, dass sie gute Flugeigenschaften hatten.

Ausgewählt wurden der Raketenjäger Me-163 B als Semi-Nurflügel mit Seitenleitwerk und das Jagdflugzeug FW-190 D9 als Vertreter der Drachekonfiguration mit Höhen- und Seitenleitwerk. Rumpfeinflüsse wurden bei der Nachrechnung nicht berücksichtigt, so dass ein direkter Vergleich mit der Ho-IX möglich ist.

Die Ergebnisse für Richtungsstabilität und Schieberollmoment sind in dem nachfolgenden Diagramm aufgetragen.



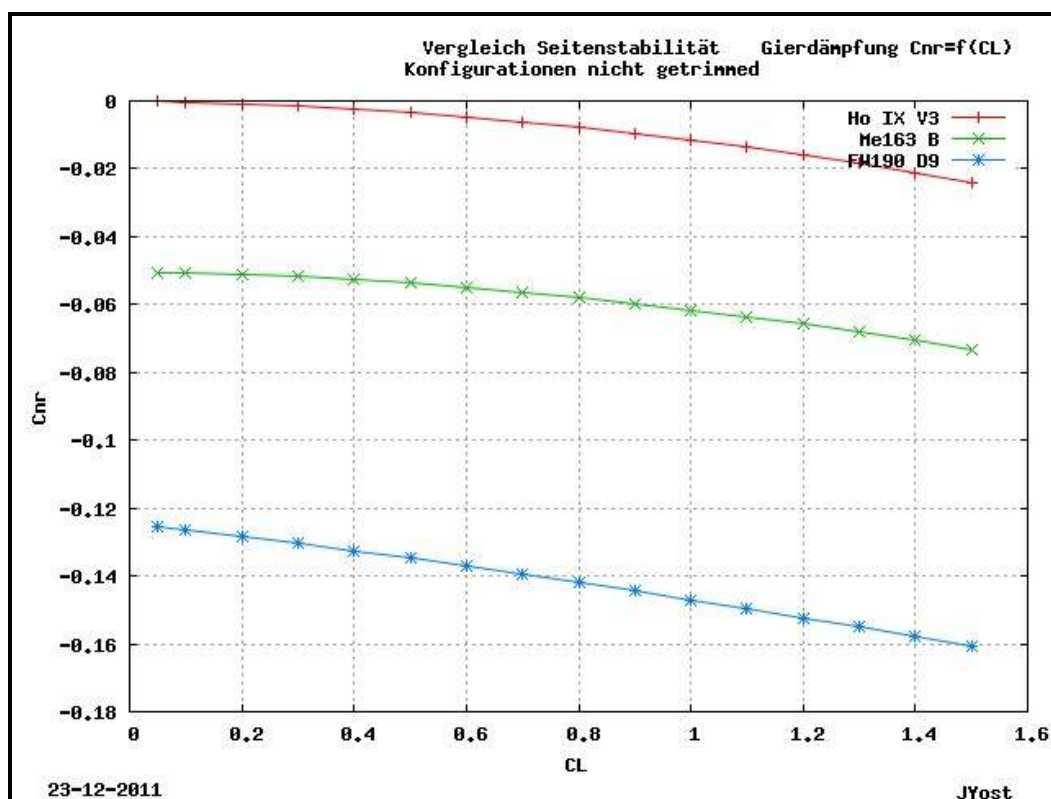
Jetzt erkennt man deutlich die Auswirkungen eines Seitenleitwerks!

01.01.2012 17:40:00

Würde man die Auswirkung eines Rumpfes auf die Richtungsstabilität berücksichtigen (sie ist grundsätzlich destabilisierend), so würde sich die Kurve der FW-190 in Richtung Me-163 und die Kurve der Me-163 – aufgrund des kleineren Rumpfes – geringfügig nach unten verschieben. Insgesamt passen diese Kurven relativ gut in den bevorzugten Auslegungsbereich.

Hervorzuheben ist auch noch der Einfluss der Flügelpfeilung beim Vergleich Me-163 und FW-190, der den Bereich des Schieberollmomentes der Me-163 deutlich erweitert.

Auch bei der Betrachtung der Gierdämpfung ergibt der Vergleich mit der Me-163 und FW-190 ein deutlicheres Bild, der den Einfluss von Seitenleitwerksfläche in Kombination mit dessen Hebelarm hervorhebt.



Würde man auch hier die Auswirkung eines Rumpfes auf die Gierdämpfung berücksichtigen (er erhöht grundsätzlich die Gierdämpfung), so würden sich die Kurven von Me-163 und FW-190 zu größeren Gierdämpfungsbeiwerten verschieben.

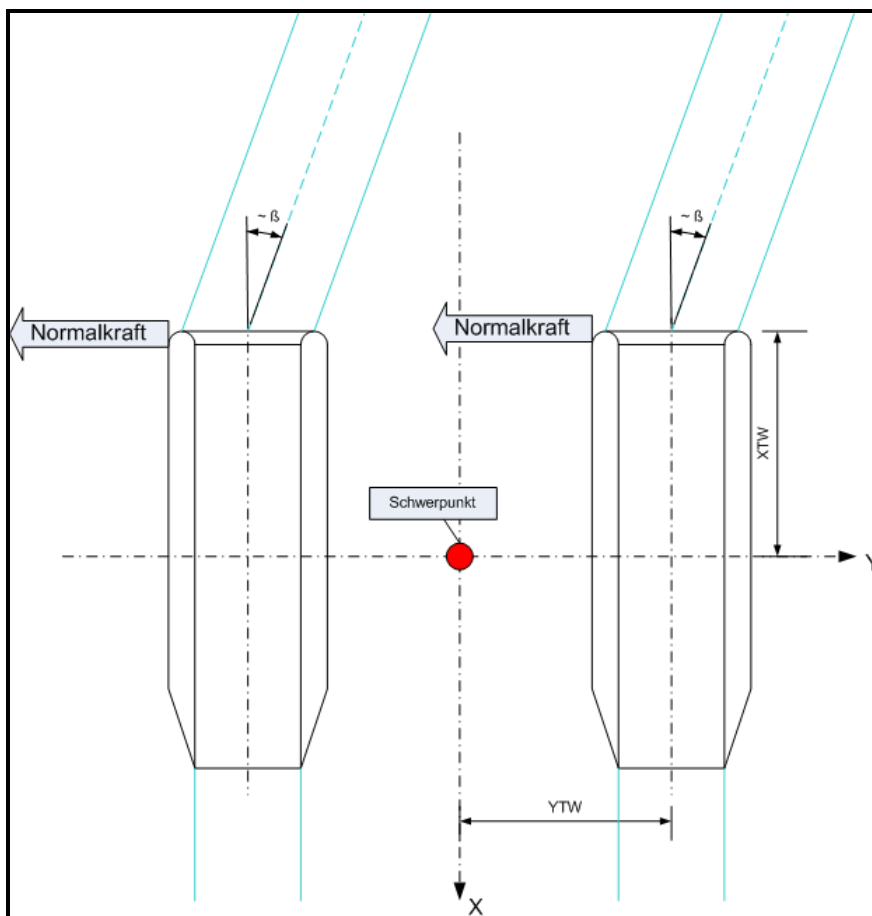
Nimmt man die Me-163 als Basis, so ergeben sich folgende prozentualen Verhältnisse für die Richtungsstabilität  $CN_{\beta}$  und Gierdämpfung  $CN_r$  (beide ohne Rumpfeinfluss), jeweils für den Schnell- und Langsamflug:

	Ho-IX V3		Me-163 B		FW-190 D9	
	$CN_{\beta}$	$CN_r$	$CN_{\beta}$	$CN_r$	$CN_{\beta}$	$CN_r$
$C_A = 0.1$	0.07 %	0.8 %	100 %	100 %	170 %	249 %
$C_A = 1.0$	30 %	19 %	100 %	100 %	104 %	239 %

### 3.3 Der Einfluss der Triebwerke

In Verbindung mit der geringen Richtungsstabilität und Gierdämpfung ist es auch erforderlich, einen Blick auf die Position der Triebwerkeinläufe zu werfen.

Die nachfolgende Abbildung soll die geometrischen Verhältnisse in der Draufsicht, wie bei der Ho-IX V3, darstellen.



01.01.2012 17:40:00

Die Einläufe befinden sich vor dem Schwerpunkt des Flugzeuges/Modells. Im Schiebeflug muss der vom Einlauf „eingefangene“ Volumenstrom um einen Winkel umgelenkt werden (der in etwa dem Schiebewinkel entspricht) um in das Triebwerk zu gelangen. Diese Umlenkung erzeugt eine Normalkraft, die am Triebwerkeinlauf wirkt. Diese Normalkraft erzeugt mit dem Hebelarm  $XTW$  ein negatives Moment, das der Richtungsstabilität entgegenwirkt. D.h.  $CN_{\beta}$  wird kleiner oder kann auch negativ werden, wenn keine Grund-Richtungsstabilität vorhanden ist – sie wirkt also destabilisierend!

Liegen die Einläufe nun hinter dem Schwerpunkt, so erhöhen sie die Richtungsstabilität – sie wirken also stabilisierend!

Diese Auswirkungen auf die Richtungsstabilität gelten übrigens auch für einen Propellerantrieb (auch dort wird eine Normalkraft erzeugt, wenn der Propeller unter einem Schiebewinkel angeströmt wird) und man sollte es sich wirklich gut überlegen, ob man einen Nurflügel ohne Seitenleitwerk mit einem Propeller in Zusanordnung versieht.

Auch hier wieder ein Beispiel aus der Luftfahrt: Northrop brachte 1946 mit dem Erstflug der XB/YB-35 einen Bomber in die Luft, der als reiner Nurflügel mit vier Propellern in Druckanordnung ausgelegt war. Die Richtungsstabilität war laut Berichten bei diesem Konzept ausreichend.

Da das Jet-Zeitalter angebrochen war, wurde das Konzept zur YB-49 (Erstflug 1947) weiterentwickelt in dem der Propellerantrieb durch 8 Strahltriebwerke (vier pro Seite) ersetzt wurden. Diese Triebwerke lagen im Flügel mit den Einläufen in der Flügelnase – also vergleichbar mit der Ho-IX. Um den positiven Effekt der Propeller und Verkleidung der Antriebswellen auf die Richtungsstabilität zu erhalten, mussten pro Flügelseite je zwei Seitenleitwerke angeordnet werden. Die „Grenzschichtzäune“ vor den Leitwerken kompensierten die Wirkung der Antriebswellenverkleidung der Propeller bei der XB-35.

Es wird aber berichtet, dass diese Leitwerke in Bezug auf Dämpfung einer Gierschwingung nicht so effektiv waren, wie es die Propeller der XB-35 gewesen sind.

Mit dieser Kenntnis ist es durchaus verständlich, dass die zweimotorigen Entwürfe mit Druckpropeller von Horten (Ho-Vb,c und Ho-VII) durchaus akzeptable Flugeigenschaften auch bei Ausfall eines Antriebs gehabt haben sollen.

Um zum Schluss das Thema der Propeller- und Einlaufposition abzurunden, eine kurze Anmerkung zu deren Einfluß auf die Längsstabilität. Auch hier wirken Normalkräfte in der Propeller-/Einlaufebene aufgrund der örtlichen Anstellwinkel – wobei aber das Aufwind-/Abwindfeld im Flügelbereich zusätzlich berücksichtigt werden muss. Frontpropeller-/einlauf wirken destabilisierend und in der Heckanordnung stabilisierend.

Zusätzlich zu diesen Effekten gibt es bei der Längsstabilität noch das Problem mit der Lage der Schubachse. Liegt die Schubachse oberhalb des Gesamtschwerpunkts, so ist der Beitrag des Schubmomentes stabilisierend. Verläuft sie unterhalb des Gesamtschwerpunkts so wirkt sie destabilisierend. In ungünstigen Fällen kann der Neutralpunkt (NP) schon mal

01.01.2012 17:40:00

um 3 – 5% nach vorne verschoben werden und das Stabilitätsmaß wird entsprechend verringert. Dieser Neutralpunkt ist dann der „Power On“ – NP im Gegensatz zum „Power Off“ – NP, der im Modellbau im Allgemeinen verwendet wird.

### **3.4 Die Richtungsstabilität beim Start**

Die Horten Ho-IX V3 steht mit einer Anstellung (Flügelmittelrippe) von ca. 12 Grad am Boden. Ist das Höhenruder nicht gezogen, so beginnt das Flugzeug mit zunehmender Rollgeschwindigkeit und Auftrieb um das Bugrad zu rotieren, da der Momentenhaushalt versucht, den Anstellwinkel zu reduzieren. Dies wird zusätzlich durch den Bodeneffekt durch Vergrößerung des effektiven Anstellwinkels unterstützt. Sobald aber die Hauptfahrwerksräder die Bodenhaftung verlieren, wird das Flugzeug – nur auf dem Bugrad rollend – instabil und entwickelt ein reges „Eigenleben“. Vernünftige Starts dürften so eher ein Glücksfall sein.

Es ist also bei dieser geometrischen Konstellation zu empfehlen, den Startvorgang schon von Anfang an mit gezogenem Höhenruder durchzuführen, um zumindest ein Abheben in Dreipunktlage zu ermöglichen. Aufgrund der großen Distanz zwischen Hauptfahrwerk und Schwerpunkt dürfte ein Rotieren um das Hauptfahrwerk – wie es allgemein üblich ist – schwer möglich sein. Dies hängt aber auch von der Höhenruderwirkung ab.

## 4. Zusammenfassung

Die Untersuchung der Richtungsstabilität und Gierdämpfung der Ho-IX als Vertreter eines reinen Nurflügels hat gezeigt, dass diese Beiwerte sehr klein sind im Vergleich zu einem Semi-Nurflügel/konventionellen Konzept und im Schnellflug sogar gegen Null gehen können. D.h. aber auch, dass bei Störungen (wie z.B. Böen, große nicht symmetrische Widerstandsverteilung durch Ruderausschläge, einseitige Strömungsablösungen mit örtlichen Widerstandsanstieg, unsymmetrisches Hochlaufen der Antriebe) um die Hochachse, nur kleine – oder auch keine – Rückstellmomente entgegen stehen. Dies führt dann im Extremfall zu der typischen flachen Drehbewegung um die Hochachse mit anschließendem Abgang, wie ein welkes Blatt, und Einschlag. Abhilfe bringen nur Maßnahmen, die die Richtungsstabilität und Gierdämpfung erhöhen. Seien es zusätzliche Finnen oder verlängerte Triebwerksaustrittsdüsen, alle erfüllen diesen Zweck. Leider sieht dann eine Ho-IX nicht so aus, wie sie als (Scale-) Nachbau aussehen sollte. Denkbar wäre natürlich auch eine künstliche Gierdämpfung mit Hilfe der originalen Bremsklappen in Verbindung mit einem Gyro.

Diese Schwächen der Ho-IX bezüglich Richtungsstabilität und Gierdämpfung waren schon bei der Flugerprobung der Ho-IX V1 (antriebslose Gleiterversion) bekannt. In einem Untersuchungsbericht der DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) vom Juli 1944, der im Zusammenhang mit Flugeigenschaftsmessungen der V1 erstellt wurde, wird zur Verbesserung der Richtungsstabilität/Gierdämpfung beim Schießenflug die Betätigung beider Seitenruderbremsklappen vorgeschlagen. Aber welcher Pilot möchte in so einer Situation seinen Geschwindigkeitsvorteil aufgeben?

Man kann daher auch Walter Hortens Bemühungen verstehen, seinen Bruder Reimar zu überzeugen, doch ein Seitenleitwerk an der Ho-IX zu verwenden. Reimar war in dieser Hinsicht stur und wollte an seinem „idealen“ Nurflügelkonzept nichts ändern. Vielleicht wäre der Absturz der V2 am 18. Februar 1945 dadurch vermieden worden.

Zumindest hat Reimar Horten dazugelernt: nach dem Krieg in Argentinien hat er für ein Jagdflugzeugprojekt mit dem Namen „Case Sin Cola“ gleich zwei Seitenleitwerke verwendet.

Für Nachbauwillige hier ein paar Eckdaten:

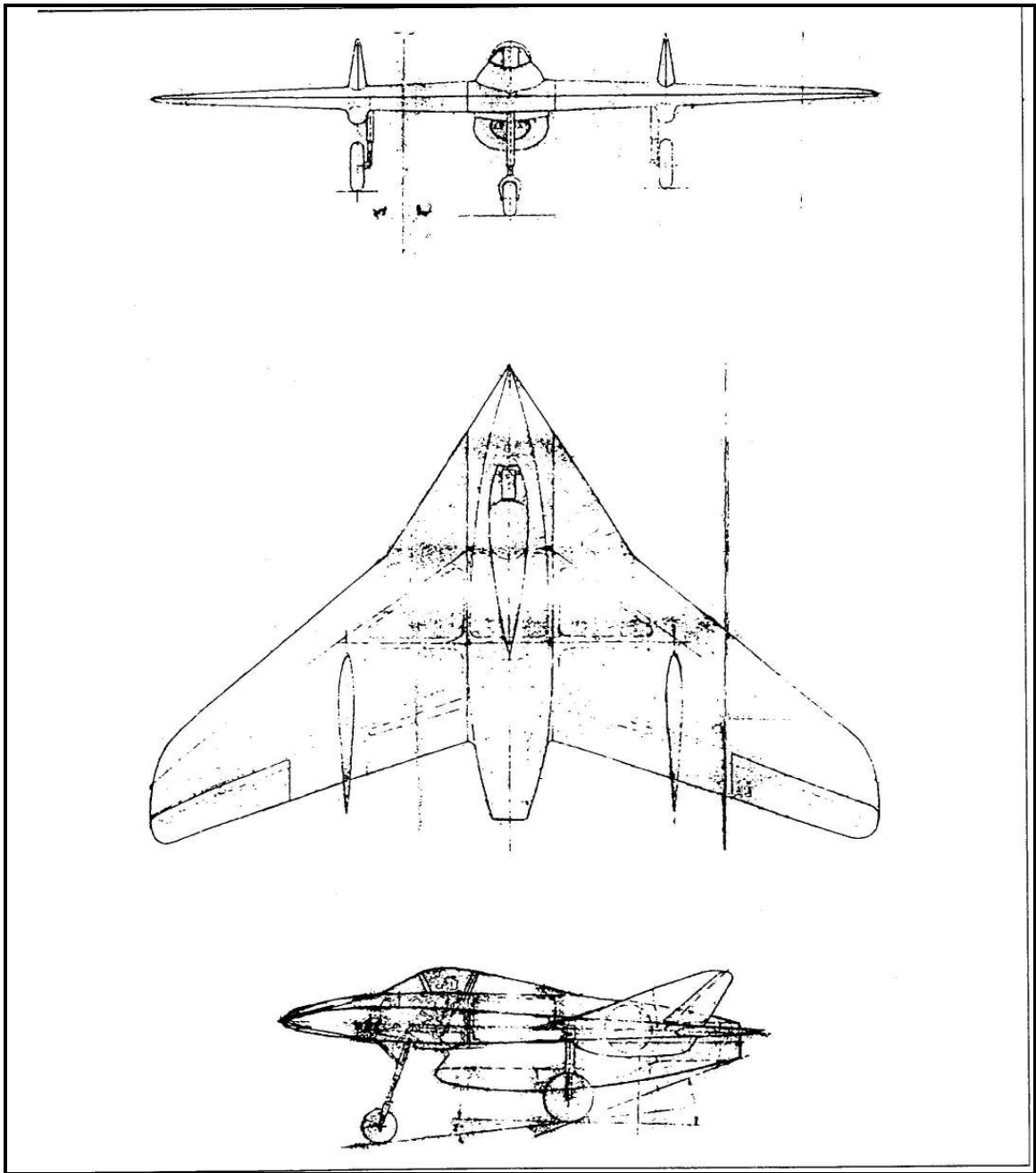
Spannweite 12 m

Länge ca. 8 m

Höhe ca. 3 m

Nasenpfeilung: innen 58°, außen 40°.

01.01.2012 17:40:00



01.01.2012 17:40:00

Version 1.0

John Yost

15