

# Horizontalseitenruder für Nurflügler

Dipl.-Ing.(FH) Kapt.(AG) Wolf Scheuermann

Hamburg, 2016

## Contents

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>2</b>
<b>2</b>	<b>Wirkung von Klappen</b>	<b>4</b>
2.1	Kräfte an Klappen . . . . .	5
2.2	Rudermomente an Klappen . . . . .	5
2.2.1	Querruderwirkung . . . . .	6
2.2.2	Seitenruderwirkung . . . . .	8
<b>3</b>	<b>Simulation</b>	<b>10</b>
<b>4</b>	<b>Beobachtung</b>	<b>12</b>
<b>5</b>	<b>Quellen</b>	<b>13</b>

# 1 Einleitung

**Konventionelle Flugzeuge** verfügen zur Steuerung der Rotation um die Hochachse über ein **vertikales Seitenruder**. Reine **Nurflügelflugzeuge** müssen auf diese Steuereinrichtung verzichten, da sie nur aus einer Tragfläche bestehen und aus Prinzip weder Rumpf, noch Höhen- oder Seitenleitwerk oder sonstige vertikale Flächen besitzen. Wohlgemerkt: es geht um puristisch **reine Nurflügler**, wo alle Funktionen eines Flugzeuges vom Tragflügel und seinen horizontalen Steuereinrichtungen (**Klappen**) erfüllt werden.

Die Theorie der **Aerodynamik** [1] lehrt uns einige **grundlegende physikalische Zusammenhänge**, die nicht ignoriert werden können.

Die **Auftriebskraft** der **Tragfläche** ist gegeben durch

$$F_A = \rho v \Gamma \frac{\pi s}{4} \quad (1)$$

Hierbei bezeichnet

$\Gamma$  Zirkulation

$\rho$  Luftdichte

$s$  Spannweite

$v$  Geschwindigkeit

$A$  Flügelfläche

$t$  Profiltiefe

$c$  Wölbung

$\alpha$  Anstellwinkel (Angle of Attack: AoA)

$\beta$  Klappenwinkel

Die **Zirkulation** berechnet sich demnach gemäß

$$\Gamma = \frac{4}{\pi s} \frac{F_A}{\rho v} \quad (2)$$

Die **Gesamtwiderstandskraft**  $F_W$  setzt sich aus statischen Anteilen der **Reibung** und des **Klappenwiderstandes** zusammen, sowie dem aerodynamisch durch Wirbel **induzierten Widerstand**  $F_{W_i}$ .

Den induzierten Widerstand berechnet man nach Prandtl gemäß

$$F_{W_i} = \frac{\Gamma}{2vs} F_A \quad (3)$$

Setzen wir hier die Zirkulation nach Formel (2) ein, so erhalten wir für den induzierten Widerstand

$$F_{W_i} = \frac{1}{\pi} \frac{F_A^2}{\frac{1}{2}\rho v^2 s^2}$$

In **dimensionsloser Form** als **Widerstandsbeiwert** wird der induzierte Widerstand geschrieben als

$$C_{W_i} \equiv \frac{F_{W_i}}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} = \frac{1}{\pi} \frac{A}{s^2} \left( \frac{F_A}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \right)^2 \quad (4)$$

oder

$$C_{W_i} = \frac{1}{\pi A_R} C_A^2 \quad (5)$$

wobei der **Auftriebsbeiwert**  $C_A$  definiert wird als

$$C_A \equiv \frac{F_A}{\frac{1}{2}\rho v^2 A} \quad (6)$$

Definieren wir die **mittlere Flügeltiefe**  $t_0$  als

$$t_0 \equiv \frac{A}{s} \quad (7)$$

so folgt daraus

$$A = s \cdot t_0$$

und das **Seitenverhältnis**  $A_R$  der Tragfläche ergibt sich zu

$$A_R = \frac{s}{t_0} = \frac{s^2}{s \cdot t_0} = \frac{s^2}{A} \quad (8)$$

Mit Gleichung (6) nimmt die Gleichung für den **Auftrieb** folgende Form an

$$F_A = \frac{1}{2}\rho v^2 A \cdot C_A \quad (9)$$

und wegen Gleichung (4) läßt sich der **Widerstand** folgendermaßen schreiben:

$$F_W = \frac{1}{2}\rho v^2 A \cdot C_{W_i} \quad (10)$$

Wollen wir Eigenschaften und Wirkung von Auftrieb und Widerstand vergleichen, so genügt es also, wegen der ähnlichen Form der Terme in den Gleichungen (9) und (10), die **Beiwerte** zu betrachten.

## 2 Wirkung von Klappen

Horizontal in der Tragfläche angeordnete **Klappen** verändern in erster Linie die **Wölbung**  $c$  eines Flügelprofils. Sofort einsichtig wird dies bei Klappen an einem symmetrischen Profil. Dieses hat ohne Klappen die Wölbung  $c = 0\%$ , bei ausgeschlagenen Klappen jedoch eine Wölbung  $c \neq 0\%$ .

Die Zirkulation  $\Gamma$  eines dünnen, einfach parabolisch gewölbten Flügelprofils wird durch die Potentialtheorie der Strömung mittels der Formel

$$\Gamma = \Gamma_\alpha = \pi \cdot v \cdot t_0 \cdot (\sin(\alpha) + 2 \cdot c \cdot \cos(\alpha)) \quad (11)$$

bei nicht zu großer Anströmgeschwindigkeit  $v$  mit praktisch hinreichender Genauigkeit abhängig vom Anstellwinkel  $\alpha$  beschrieben.

Ein solches Profil erzeugt also selbst bei  $\alpha = 0^\circ$  infolge der Wölbung eine Zirkulation  $\Gamma_{\alpha=0} = 2\pi \cdot v \cdot t_0 \cdot c$  und damit gemäß Gleichung (1) Auftrieb.

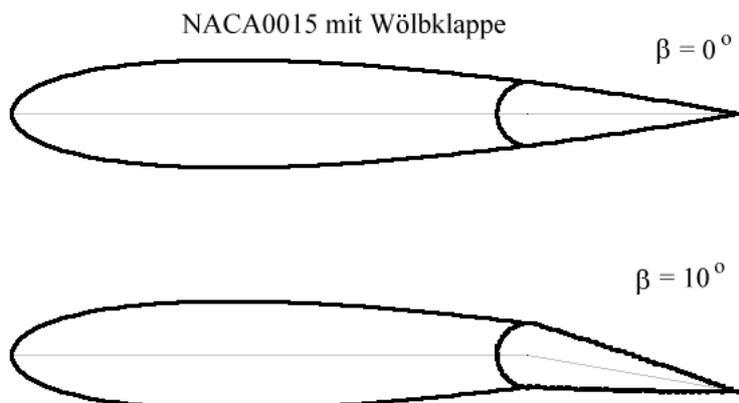


Figure 1: Symmetrisches Profil ohne Wölbung (oben), mit Wölbung (unten) durch Ausschlag der Klappe.

### Beispiel:

Das dargestellte Profil mit Wölbklappe hat bei Anstellwinkel  $\alpha = 0^\circ$  und einer Klappenauslenkung von  $\beta = 0^\circ$  einen Auftriebsbeiwert  $C_A = 0.0$ . Bei einer Auslenkung von  $\beta = 10^\circ$  beträgt  $C_A = 0.7$ , was unter gleichen Bedingungen dem Auftrieb eines gewölbten, klappenlosen Profils von  $c \approx 7\%$  Wölbung entspricht.

## 2.1 Kräfte an Klappen

Halten wir o.B.d.A. alle sonstigen Variablen konstant, so ist gemäß Gleichungen (1) und (11) die Auftriebskraft  $F_A \sim c$  und somit auch

$$C_A \sim c \quad (12)$$

Je größer also die Wölbung, desto größer der Auftrieb. Vergrößern Klappen die Wölbung, erhöhen sie den Auftrieb, verringern sie dagegen die Wölbung, so verringern sie den Auftrieb.

Nun ist wegen Gleichung (5)  $C_{W_i} \sim C_A^2$  und damit

$$C_{W_i} \sim c^2 \quad (13)$$

Wenn sich der Auftrieb erhöht, nimmt der Widerstand also nicht nur proportional, sondern **im Quadrat** zu. Dies hat für die **Steuerung** unangenehme **Nebenwirkungen**.

Der Gesamtwiderstand kann nach [2] in dimensionsloser Beiwertschreibweise folgendermaßen aufgegliedert werden:

$$C_W = C_{W_0} + C_{W_i} + C_{W_\beta} \quad (14)$$

Der Gesamtwiderstand  $C_W$  setzt sich also zusammen aus dem Reibungswiderstand  $C_{W_0} \approx 0.02$ , dem induzierten Widerstand  $C_{W_i}$  gemäß Gleichung (5) und dem Klappenwiderstand  $C_{W_\beta} \approx 0.08$  bei ausgefahrenen Klappen.

Damit sind wir in der Lage, **vereinfacht Auftriebs- und Widerstandskräfte** eines **Nurflügelflugzeugs** abschätzen.

## 2.2 Rudermomente an Klappen

Der mit einem **einfachen Klappensystem** ausgestattete reine Nurflügler **ScV13e** [3] besitzt an den Hinterkanten der Flügellenden spaltlose, dreieckige Klappen, die in folgendem Bild als "Querruder" bezeichnet werden.

Tatsächlich können diese Klappen gegenläufig als **Querruder** ausschlagen, oder gleichsinnig als **Höhenruder** ausgelenkt werden. Beide Funktionen sind kombiniert ausführbar ("Elevons").

Weiterhin existieren zwei horizontale Klappen an der Hinterkante nahe der Flügelwurzel im Flugzeugheck. Die Funktion dieser "Seitenruder" genannten Klappen wird im Folgenden erklärt.

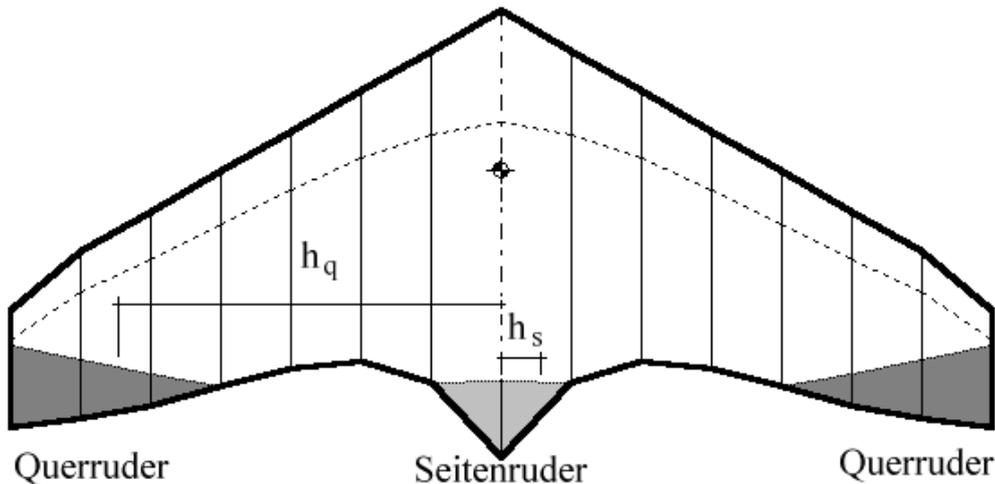


Figure 2: Klappen des Nurflüglers ScV13e.

Soll ein Flugzeug eine Kurve fliegen, muß ein **Drehmoment** um die **Hochachse** erzeugt werden. Damit ein **koordinierter Kurvenflug** eingeleitet wird, bei dem das Scheinlot mit der Hochachse zusammenfällt, muß eine bestimmte **Schräglage** ("Bank Angle") geflogen werden.

Da es beim reinen Nurflügler keine vertikalen Ruder gibt, kann auf diese Weise kein Drehmoment erzeugt werden. Es müssen die Auftriebs- und Widerstandsänderungen durch Klappen ausgenutzt werden.

### 2.2.1 Querruderwirkung

Die Schräglage kann durch die Wirkung der Querruder eingeleitet werden. Soll z.B. eine **Linkskurve** geflogen werden, so wird das **linke Querruder** nach **oben** ausgeschlagen um die **Wölbung** des linken Flügels zu **verringern**, somit den Auftrieb vermindern und damit den linken Flügel zu senken. Gegenläufig dazu schlägt das **rechte Querruder** nach **unten** aus, **erhöht** die **Wölbung** und den Auftrieb des rechten Flügels und hebt ihn an.

Es entsteht ein großes Drehmoment  $\Delta F_A \cdot h_q$  welches das Flugzeug nach links um die Längsachse rollen läßt.

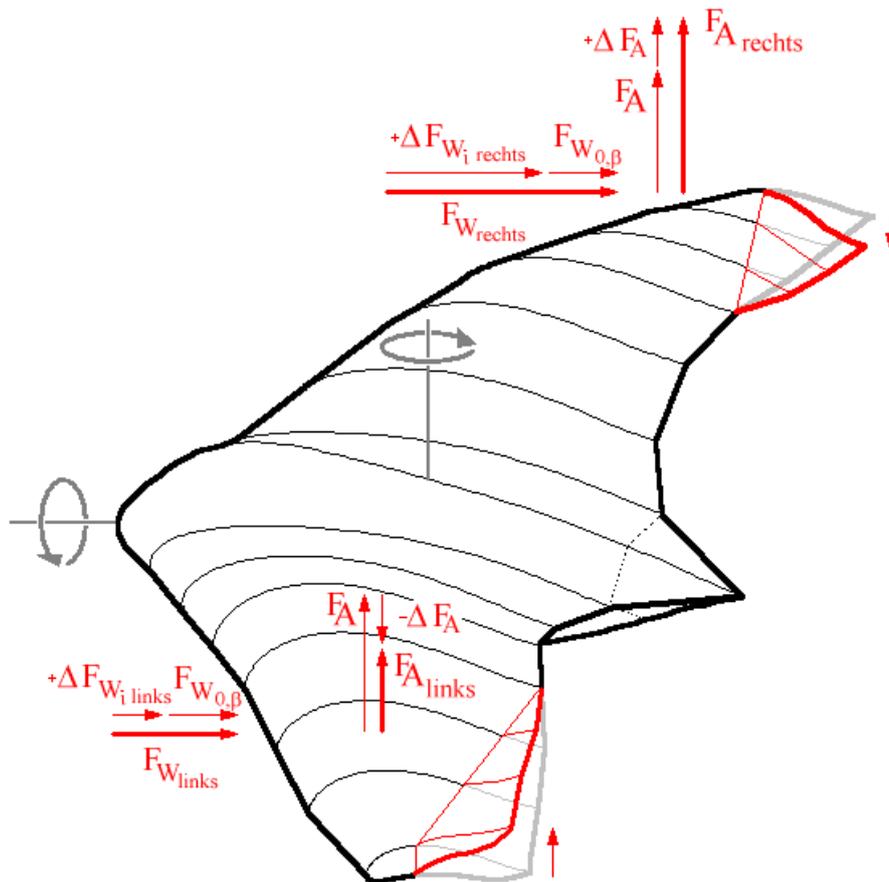


Figure 3: Querruderwirkung bei ScV13e im Kurvenflug nach links.

Damit einher geht allerdings eine **unterschiedliche Veränderung** des **Widerstandes** der jeweiligen Flügelhälften. Unter der Annahme, daß die Auftriebszunahme bei antisymmetrisch ausgelenkten Querrudern rechts gleich der Auftriebsabnahme links, gleich  $\Delta C_A$  sei, ist die Zunahme des induzierten Widerstandes **rechts**

$$^{rechts}C_{W_i} \sim (C_A + \Delta C_A)^2$$

Wegen des nichtlinearen, quadratischen Zusammenhangs von  $C_W$  mit  $C_A$  ist die Zunahme **rechts größer als links**

$${}^{links}C_{W_i} \sim (C_A - \Delta C_A)^2$$

. Ausrechnung ergibt

$$\Delta C_{W_i} \equiv {}^{rechts}C_{W_i} - {}^{links}C_{W_i} = 4\Delta C_A \quad (15)$$

Unter der weiteren, vereinfachenden Annahme, daß diese überschüssige Widerstandskraft senkrecht zum Hebelarm  $h_q$  rechts angreift, erzeugt sie ein **Drehmoment**  $\Delta F_W \cdot h_q$  um die Hochachse, das letztlich zu einer **Drehung nach rechts** führt.

Man will eine Linkskurve durch entsprechende Schräglage einleiten, aber der Nurflügler dreht unkoordiniert schiebend nach rechts und auch nach Rücknahme der Querruder in die Neutrallage zeigt sich eine abklingende Rotationsschwingung um die Hochachse. Diese Bewegung wird **Taumeln** (englisch "Dutch Roll") genannt und kann im schlimmsten Fall das Flugzeug unbeherrschbar machen.

### 2.2.2 Seitenruderwirkung

Wegen des Taumelns muß es eine Steuereinrichtung geben, die das unerwünschte Drehmoment kompensieren kann, ohne die Schräglage stark zu beeinflussen. Beim konventionellen Flugzeug ist dies das **Seitenruder**.

Man könnte auf die Idee kommen, die Querruder unterschiedlich, differentiell, ausschlagen zu lassen. Beim Elevon ergibt sich dieser Zustand automatisch bei kombinierten Quer- und Höhenrudereinsatz, ohne daß das Taumeln beseitigt würde. Ein-Klappen-Maschinen können prinzipiell nicht mit Differentialrudern ausgestattet werden, da sich das Flugzeug im stationären Flug einen ausgleichenden Schiebezustand sucht.

Beim Nurflügelflugzeug kann dieselbe Wirkung aber durch ein weiteres Klappenpaar, das wir **Horizontalseitenruder** nennen wollen erzeugt werden.

Werden diese **Seitenruderklappen**, wie in folgendem Bild gezeigt, an der Hinterkante der Flügelwurzel nahe der **Mittellinie** des Nurflüglers angebracht, so müssen sich die Klappen eines Flügels **gegenläufig** bewegen: Wenn also das linke Querruder für die Einleitung einer Linkskurve nach oben

ausschlägt, bewegt sich die linke Seitenrunderklappe nach unten. Die rechten Klappen verhalten sich entsprechend umgekehrt.

Wie schon bei den Querrudern ergibt sich eine **Differenz im Auftrieb** der beiden Flügelhälften, die aber an dem kurzen Hebel  $h_s$  angreift. Diesmal läßt das **Drehmoment** das Flugzeug **nach rechts** rollen, ist aber **sehr klein** im Vergleich zum Querrudermoment und kann davon leicht überkompensiert werden.

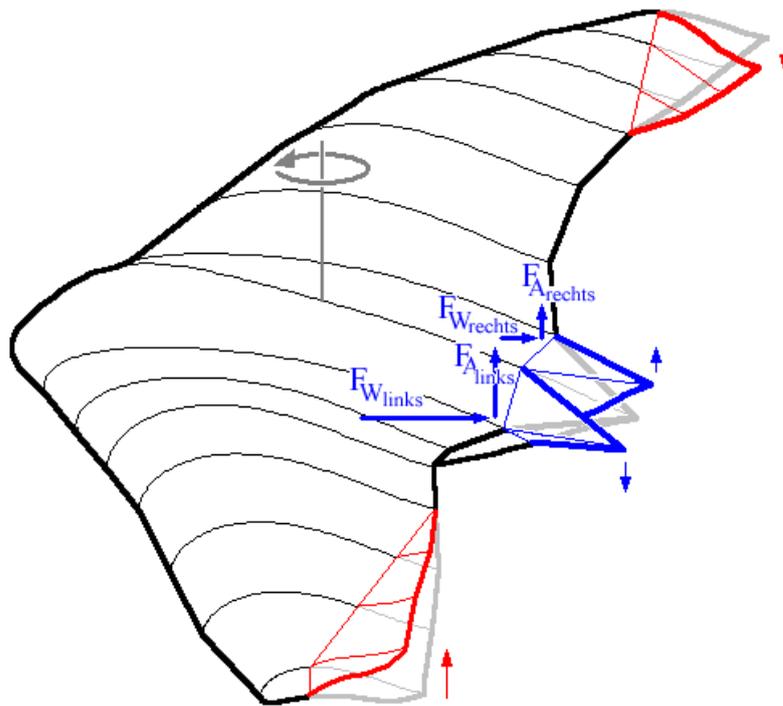


Figure 4: Seitenrunderwirkung bei ScV13e im Kurvenflug nach links.

Anders verhält es sich mit den Widerständen der Flügelhälften. Hier kommt wieder die Nichtlinearität des Widerstandes in Relation zum Auftrieb zum Tragen. Durch den erhöhten Auftrieb links ist die Widerstandszunahme

links **sehr viel größer** als die Widerstandsabnahme rechts, da es wegen Gleichung (15) nur auf den **Auftriebsunterschied** ankommt. Das führt trotz des kleinen Hebelarms zu einem **großen Drehmoment**, welches das Flugzeug **nach links** um die Hochachse dreht.

Damit läßt sich bei geeignetem Horizontalseitenruderausschlag das Drehmoment des Querruders **vollständig** kompensieren und ein **koordinierter Kurvenflug** herbeiführen.

### 3 Simulation

Die Simulation den Nurflügelflugzeugs ScV13e in *XPlane<sup>TM</sup>* zeigt ein um alle Achsen vollständig beherrschbares Flugzeug.

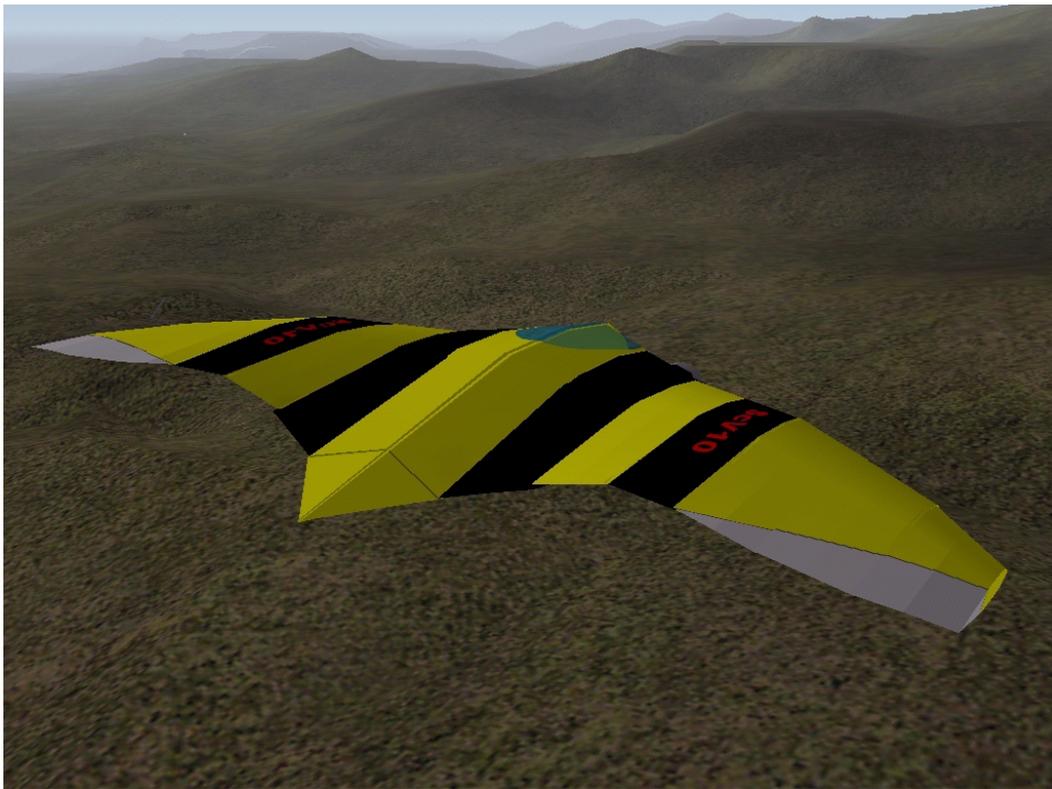


Figure 5: Flugbild ScV13e (Screenshot *XPlane<sup>TM</sup>*).

Wird in der Linkskurve nur das Querruder verwendet, so zeigt der Wollfaden durch die Rechtsdrehung ein Schieben nach links an.



Figure 6: Nur Querruder links (*XPlane<sup>TM</sup>*).

Wird im Levelflug nur das Seitenruder nach links betätigt, so zeigt der Wollfaden infolge der Drehung nach links ein Schieben nach rechts an.



Figure 7: Nur Seitenruder links (*XPlane<sup>TM</sup>*).

Werden beide Ruder zusammen betätigt, kann der Schiebeflug vermieden werden und eine koordinierte Kurve geflogen werden.

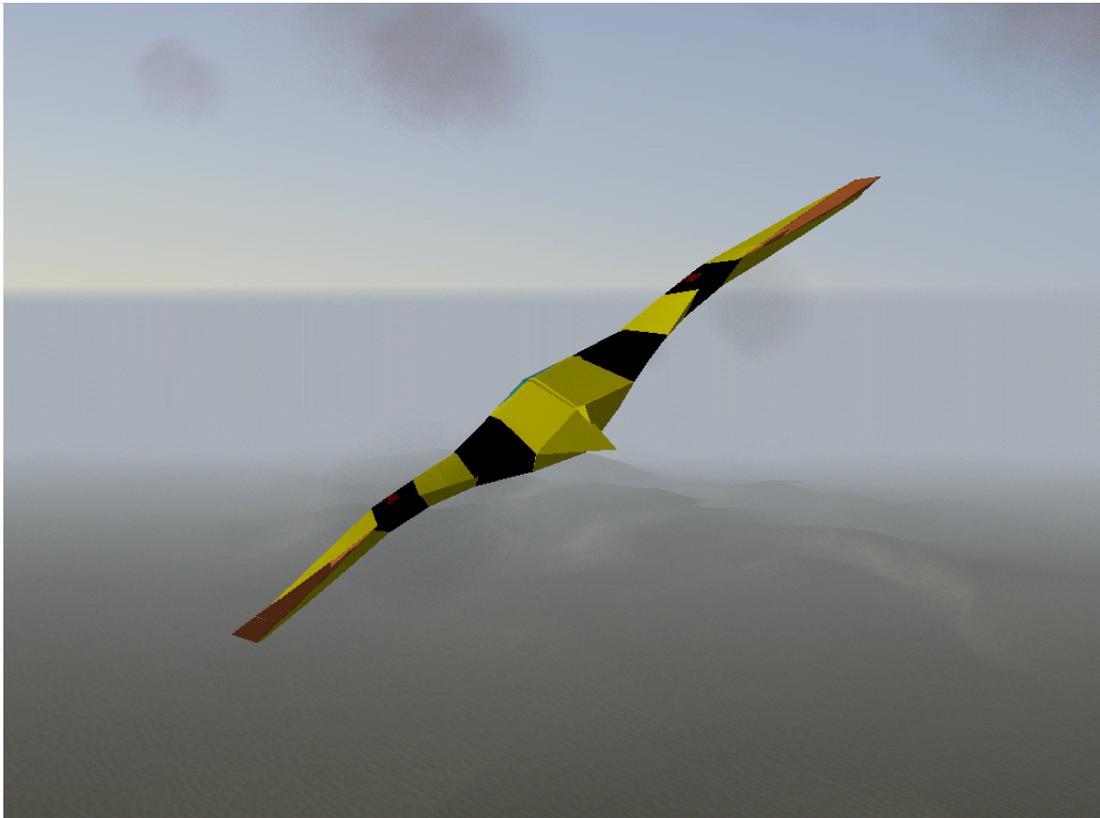


Figure 8: ScV13e im koordinierten Kurvenflug nach links (*XPlane<sup>TM</sup>*).

## 4 Beobachtung

Größere Vögel die häufiger Gleiten oder Segeln, wie Bussarde, Adler, Geier, aber auch Möven, Albatrosse, etc., wenden dasselbe Prinzip durch Drehung der Schwanzfedern zur Steuerung und Koordinierung des Kurvenfluges an, obwohl die beweglichen und flexiblen Schwingen eine sehr viel größere Manövrierfähigkeit gestatten als es einem Starrflügler wie einem Nurflugelflugzeug möglich ist.

## 5 Quellen

### References

- [1] Jack Moran:  
An Introduction to Theoretical and Computational  
Aerodynamics. S.142  
Dover Publications Inc.,  
Mineola, New York 1984
- [2] Walter Bislin:  
Berechnung des Luftwiderstandes - Aviatik Wiki  
<http://walter.bislins.ch/aviatik/>  
Internet 30-Jan-15
- [3] Wolf Scheuermann:  
Aircraft Operating and Flight Manual -  
Experimental Flying Wing ScV13e  
Version 1.0  
<http://www.forschungskontor.de/>  
Hamburg 2012