

## AIRBUS Fly-By-Wire: Wie es wirklich funktioniert

Copyright APOLLO Software Ltd.

Vergleich zwischen APOLLO's und Phoenix PSS Airbus Simulation für FS2002



Die Fly-By-Wire Steuerung des Airbus A320, A330 und A340 unterscheidet sich in vielfacher Hinsicht von der Steuerung eines konventionellen Flugzeugs wie der A300, A310 oder der Boeing B737, B747 usw. In einem konventionellen Flugzeug wird die Eingabe am Steuerhorn direkt in einen proportionalen

Ruderausschlag umgesetzt. Dabei spielt es keine Rolle,

ob das Steuerkommando hydraulisch oder elektrisch an die Steuerflächen weitergegeben wird. Wesentlich ist nur, daß eine maximale Auslenkung am Steuerhorn auch immer eine maximale Auslenkung der Steuerfläche bewirkt. Entsprechend befinden sich die Steuerflächen in der Nullstellung, wenn das Steuerhorn sich in der Nullstellung befindet.

Die Fly-By-Wire Steuerung des Airbus arbeitet jedoch völlig anders. Mit der Eingabe eines Steuerkommandos am Sidestick des Airbus kommandiert der Pilot nicht mehr eine Stellung der Steuerflächen sondern eine Flugbahnänderung. Der Steuerungscomputer des Airbus sorgt dann dafür, daß die Steuerflächen so gestellt werden, daß das Flugbahnänderungskommando entsprechend den Vorgaben des Piloten ausgeführt wird. Wenn der Pilot kein Steuerkommando eingibt, also den Sidestick in seiner Mittel-Lage beläßt, heißt das für den Steuerungscomputer des Airbus, daß keine Flugbahnänderung vorgenommen werden soll. Diese scheinbar triviale Aussage hat aber gravierende Konsequenzen. Diese Forderung gilt nämlich auch dann, wenn das Flugzeug seine Geschwindigkeit oder Konfiguration ändert, also langsamer oder schneller wird, oder Fahrwerk und/oder Klappen ausgefahren werden. Diese Aktionen verändern den Auftrieb und bewirken im konventionellen Flugzeug ein Steigen oder Sinken und damit eine Flugbahnänderung. Im konventionellen Flugzeug muß eine solche Flugbahnänderung vom Piloten in der Regel manuell durch "trimmen" ausgeglichen werden.

Der Steuerungscomputer des Airbus gleicht Flugbahnänderungen des Flugzeugs automatisch aus, in dem er die Steuerflächen entsprechend verstellt, ohne daß der Pilot eingreifen muß. Dabei handelt es sich aber nicht um eine automatische Trimmung, wie häufig fälschlich behauptet wird, sondern um eine direkte Regelung der Fluglage mit Hilfe der Steuerflächen. Der Airbus besitzt selbstverständlich auch eine automatische Trimmung, diese reagiert aber viel zu langsam, um Abweichungen von der Sollfluglage, wie sie durch Konfigurationsänderungen aber auch durch Turbulenzen verursacht werden können, auszugleichen. Die automatische Trimmung im Airbus wird mit einer Zeitkonstanten von 30 Sekunden so geändert, daß die Steuerflächen im Mittel immer in der Nulllage sind. Dadurch wird erreicht, daß beim Einsatz der Steuerungsflächen immer der maximal mögliche Ausschlagwinkel in beiden Richtungen zur Verfügung steht.

Wenn der Pilot in einem konventionellen Flugzeug die horizontale Richtung ändern will, so gibt er ein Bankkommando ein. Das Flugzeug nimmt entsprechend der Querruderstellung eine Querlage ein und fliegt eine Kurve. Dabei treten folgende Ereignisse ein: durch die Querlage verringert sich der Auftrieb und das Flugzeug beginnt zu sinken. Wenn der Pilot das Steuerhorn wieder in die Neutrallage bringt, behält das Flugzeug seine Schräglage nicht bei, sondern beginnt sich auf Grund seiner Eigenstabilität langsam wieder aufzurichten. In einem konventionellen Flugzeug muß daher der Pilot zur Erreichung einer konstanten "turn rate" bei konstanter Höhe ständig leichte Seiten- und Höhenruderkommandos eingeben oder das Flugzeug für die Zeit des Kurvenflugs neu trimmen.

In einem Airbus mit Fly-By-Wire Steuerung kommandiert der Pilot durch seitliches Drücken des Sidesticks eine Bankrate, das heißt er befiehlt dem Steuerungscomputer z.B. daß das Flugzeug mit einer Winkelgeschwindigkeit von 3 Grad pro Sekunde um die Längsachse rotieren soll. Der Steuerungscomputer sorgt dann dafür, daß sich das Flugzeug mit dieser befohlenen Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse dreht und damit eine mit konstanter Winkelgeschwindigkeit zunehmende Schräglage einnimmt. Wenn der Airbus die vom Piloten gewünschte Schräglage erreicht hat (z.B. 30 Grad), so braucht der Pilot den Sidestick nur wieder loszulassen. Der Sidestick kehrt in seine Neutrallage zurück und dies bedeutet für den Steuerungscomputer die aktuelle Fluglage beizubehalten. Die aktuelle Fluglage ist in diesem Fall die Schräglage von 30 Grad bei konstanter Höhe. Das heißt, der Airbus behält ohne weiteren Eingriff des Piloten die Schräglage von 30 Grad bei und kompensiert automatisch den Auftriebsverlust durch Erhöhung des Pitchwinkels.

Wenn das Flugzeug auf das gewünschte "heading" gedreht hat, braucht der Pilot nur den Sidestick in die entgegengesetzte Richtung zu drücken und kommandiert damit wieder eine Drehrate um die Längsachse. Das Flugzeug richtet sich entsprechend der befohlenen Winkelgeschwindigkeit wieder auf und wenn es waagrecht liegt, braucht der Pilot den Sidestick nur wieder loszulassen.

Die maximal mögliche Drehrate des Airbus um die Längsachse beträgt 15 Grad pro Sekunde. Dieser Wert hat schon fast "Kampfflugzeug"-Charakter. In der Praxis werden jedoch nur wesentlich kleinere Drehraten verwendet, um die Passagiere nicht zu beunruhigen (passenger comfort).

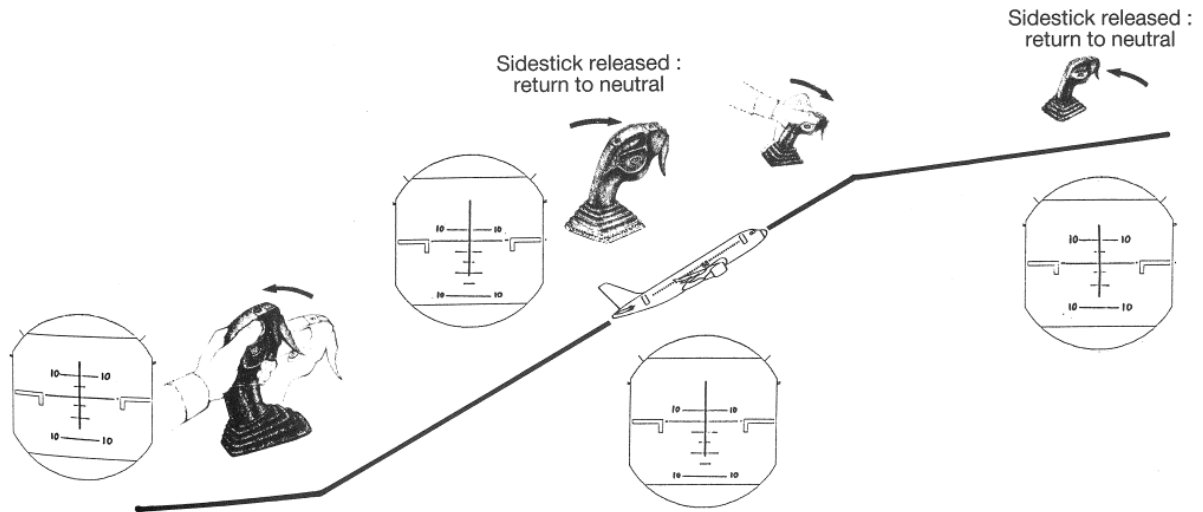
Im Fly-By-Wire Airbus gibt es noch weitere Besonderheiten: wenn die Schräglage über 33 Grad hinaus vergrößert und der Sidestick dann wieder in die Neutralstellung gebracht wird, so richtet sich der Airbus von selbst wieder auf, bis er wieder eine Schräglage von 33 Grad erreicht hat. In dieser Schräglage verbleibt er, bis der Pilot ein neues Bankkommando eingibt. Wenn der Pilot den Sidestick seitlich gedrückt hält, während das Flugzeug sich bereits in der Schräglage befindet, so wird eine maximale Schräglage von 67 Grad durch die automatische Begrenzung nicht überschritten.

Wenn der Pilot eines konventionellen Flugzeugs die Höhe ändern will, so zieht oder drückt er am Steuerhorn, um das Höhenruder zu verstellen. Je nach Eingabe am Steuerhorn und je nach Fluglage stellt sich dann in der Regel ein bestimmter Pitchwinkel ein. Damit man zur Änderung der Flughöhe nicht permanent am Steuerhorn ziehen oder drücken muß, wird in der Regel eine manuelle Trimmung vorgenommen, so daß das Steuerhorn wieder in der Neutralstellung belassen werden kann. Nach Erreichen der neuen Flughöhe muß dann erneut das Flugzeug manuell ausgetrimmt werden. Beim Ziehen des Steuerhorns muß man jedoch darauf achten, den Anstellwinkel der Tragflächen nicht zu groß werden zu lassen, da sonst Strömungsabriß (Stall) droht. Zieht man beispielsweise das Steuerhorn voll zurück, so wächst in der Regel der Pitchwinkel solange, bis der Anstellwinkel zu groß wird und das Flugzeug in den Stall gerät und evtl. sogar abstürzt, da ohne die an den Tragflächen anliegende Luftströmung sich die Maschine nicht mehr steuern läßt.

Im Fly-By-Wire Airbus gibt der Pilot durch Ziehen oder Drücken am Sidestick eine Änderung der Schwerebeschleunigung vor. Das hat folgende Bedeutung: bei unveränderter Flugbahn wirkt auf das Flugzeug und den Körper des Piloten (bzw. der Passagiere) eine Schwerebeschleunigung von 1 g nach unten an der Erdoberfläche. Durch Ziehen am Sidestick befiehlt der Pilot eine Erhöhung der Schwerebeschleunigung um z.B. 0.2 g von 1 g auf 1.2 g. Diese erhöhte Schwerebeschleunigung erzielt das Flugzeug durch Rotation um die Querachse, in dem es die Nase anhebt.

Die bei der Rotation um die Querachse auftretende Zentrifugalkraft (genauer betrachtet fliegt das Flugzeug einen vertikalen Kreisbogen, dessen Zentrum oberhalb des Flugzeugs liegt und die dabei auftretende Zentrifugalkraft ist gemeint) addiert sich zur normalen Schwerebeschleunigung zu einer effektiven Schwerebeschleunigung von 1.2 g. Drückt der Pilot den Sidestick nach vorn, so befiehlt er z.B. eine Verminderung der Schwerebeschleunigung um 0.2 g von 1 g auf 0.8 g. Das Flugzeug erzeugt die verminderte Schwerebeschleunigung durch Rotation um die Querachse, wobei die Nase gesenkt wird. Die bei der Rotation um die Querachse auftretende Zentrifugalkraft subtrahiert sich von der normalen Schwerebeschleunigung zu einer effektiven Schwerebeschleunigung von 0.8 g, da diesmal das Zentrum des Kreissegments unterhalb des Flugzeugs liegt. Die am Sidestick kommandierte Veränderung der Schwerebeschleunigung ist direkt proportional zum Sidestick-Ausschlag.

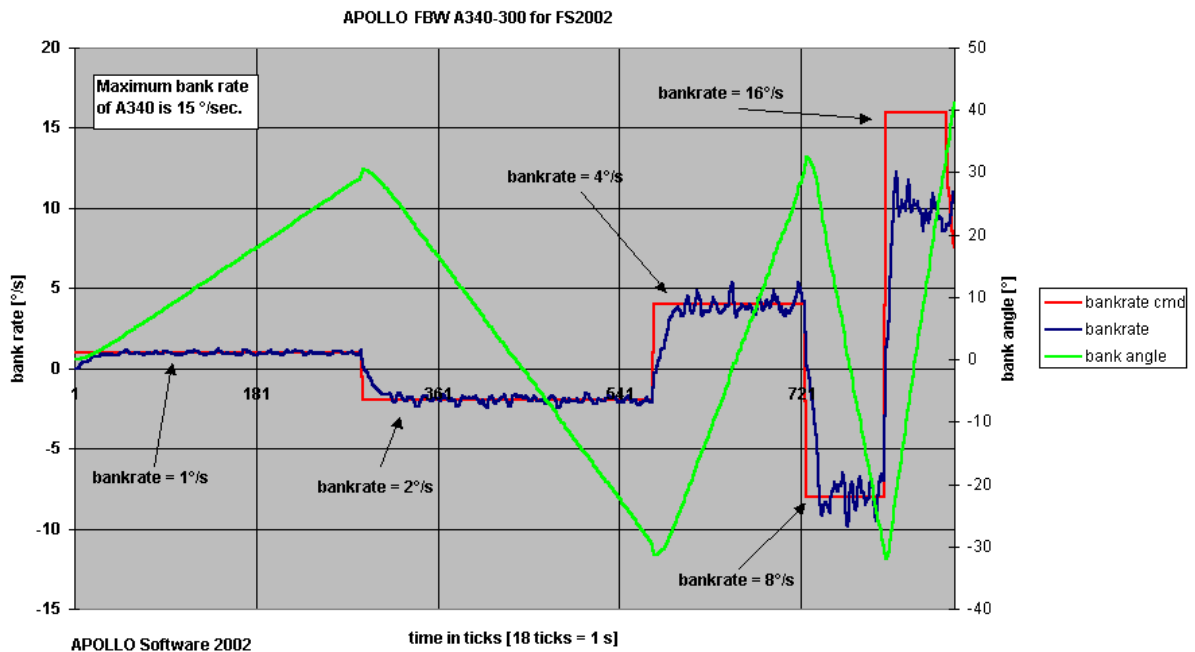
Will der Airbuspilot die aktuelle Höhe vergrößern, so zieht er am Sidestick und befiehlt damit z.B. eine effektive Schwerebeschleunigung von 1.3 g. Das Flugzeug rotiert solange um die Querachse, bis der Pilot den Sidestick wieder in die Neutralstellung bringt. Dabei vergrößert sich ständig der Pitchwinkel und die vertikale Richtung, in der sich das Flugzeug bewegt. Sobald der Sidestick in der Neutralstellung ist, weiß der Steuerungscomputer, daß er die aktuelle Fluglage (den Flugvektor) beibehalten soll. Das bedeutet, der Steuerungscomputer stellt die Höhenruder so, daß der eingenommene vertikale Flugvektor beibehalten wird. Längs dieses Flugvektors wirkt wieder die normale Schwerebeschleunigung von 1 g. Auch in dieser Fluglage bewirken Veränderungen der Geschwindigkeit und der Konfiguration keine Änderung des Flugvektors. Dieser Zusammenhang ist in der nachfolgenden Grafik nochmals dargestellt.



Die Steuerung um die Querachse unterliegt im Airbus einiger Grenzen, die als „flight envelope protection“ bezeichnet werden. Die maximal zulässige Schwerebeschleunigung (auch als Last bezeichnet) liegt je nach Flugphase zwischen +2.5 g und -1 g. Der Pitchwinkel kann 30 (25) Grad nicht über- und -15 Grad nicht unterschreiten.

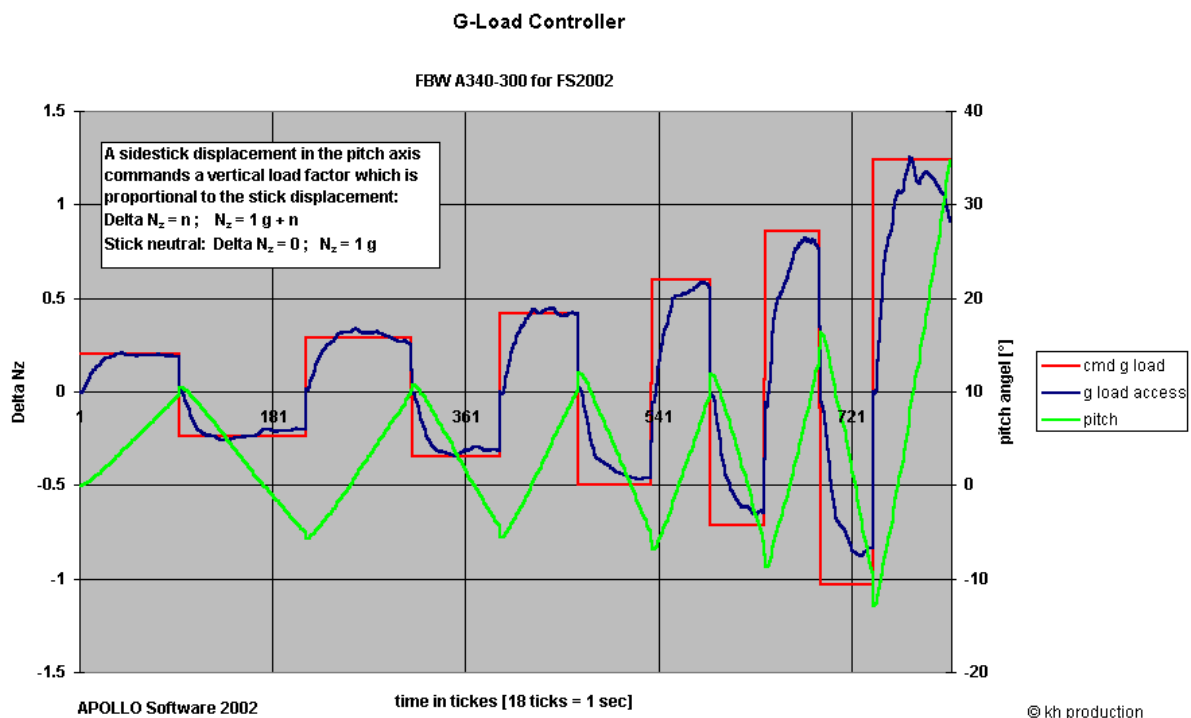
Das Herzstück der Fly-By-Wire Steuerung des Airbus besteht im Bankrate Controller für die Längsachse und im G-Load Controller für die Querachse. Die Fly-By-Wire Steuerung von APOLLO FBW für den FS2002 weist die in den nachfolgenden Diagrammen dargestellten Eigenschaften für beide Controller auf.

#### Bank Rate Controller Performance



In diesem Diagramm sind die Eingaben des Piloten am Sidestick in roter Farbe dargestellt. Es werden nacheinander Bankratenkommandos von 1°/sec, 2°/sec, 4°/sec, 8°/sec und 16°/sec mit jeweils unterschiedlicher Richtung vorgegeben. Die blaue Kurve zeigt die Reaktion des APOLLO FBW A320 auf das Steuerungskommando. Alle Kurven sind über die Zeit aufgetragen. Nach einer kurzen Anstiegszeit erreicht die blaue Ist-Kurve jeweils die rote Sollkurve. Bis zu einer Sollrate von 10°/sec stimmt das Verhalten des APOLLO FBW A320 gut mit dem Verhalten eines realen Airbus überein. Die grüne Kurve zeigt den tatsächlichen Bankwinkel. Die Linearität des Bankwinkels ist eine Folge der genauen Übereinstimmung von Soll- und Istwert des Bankratenkommandos.

Die Wirkungsweise des G-Load Controller von APOLLO FBW für FS2002 ist in nachfolgendem Diagramm dargestellt. Die rote Kurve stellt die Eingabe des Piloten dar. Es wurden der Reihe nach positive und negative Lastvorgaben von +0.2, -0.2, +0.29, -0.35, +0.41, -0.5, +0.6, -0.72, +0.86, -1.01, +1.24 kommandiert. Dem entspricht eine effektive Last von 1.2, 0.8, 1.29, 0.65, 1.41, 0.5, 1.6, 0.28, 1.86, -0.01 und 2.24 g. Die dunkelblaue Kurve zeigt den tatsächlichen zusätzlichen Lastfaktor  $g-1$ . Man kann erkennen, daß nach einem kurzzeitigen Anstieg der Sollwert mit einem minimalen Überschwingen erreicht und gehalten wird. Die grüne Kurve zeigt den Pitchwinkel. Der Pitchwinkel alterniert entsprechend dem Lastsollwert. Die Linearität des Pitchwinkels zeigt sehr gut, daß das Einschwingverhalten des Reglers keinen großen Einfluß auf die Bewegung des Flugzeugs hat.



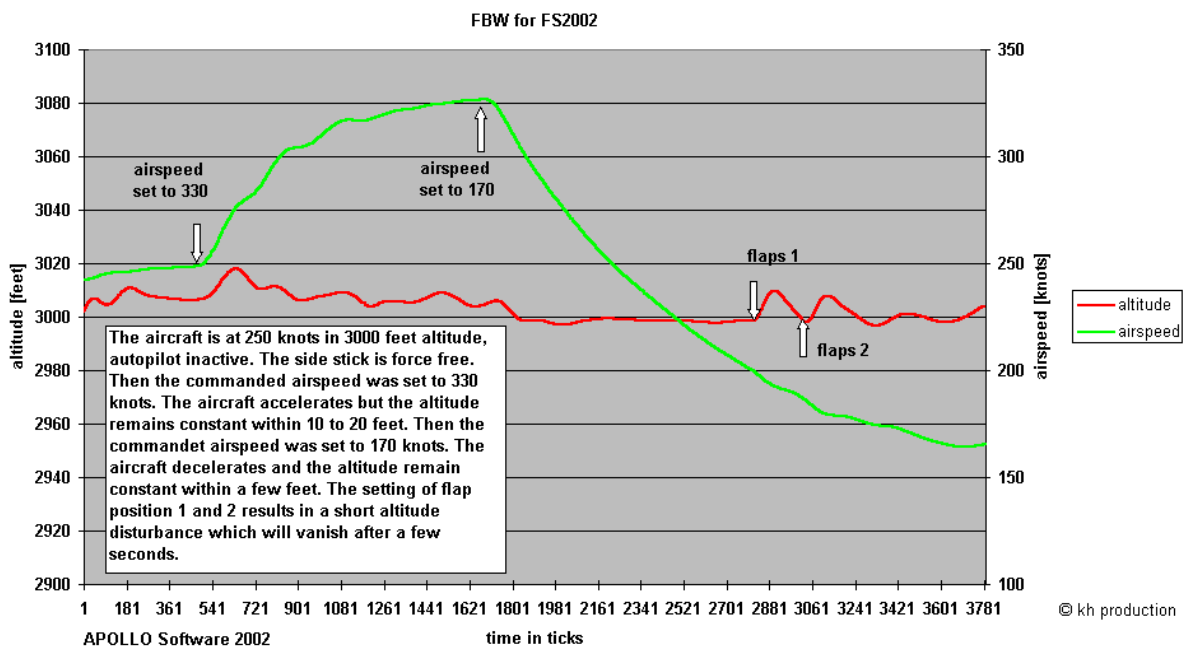
Um die Funktionsweise der Fly-By-Wire Steuerung des APOLLO FBW Airbus für den FS2002 zu demonstrieren, sind nachfolgend einige typische Flugmanöver dargestellt.

### Flugbahnstabilität bei Geschwindigkeits- und Konfigurationsänderungen

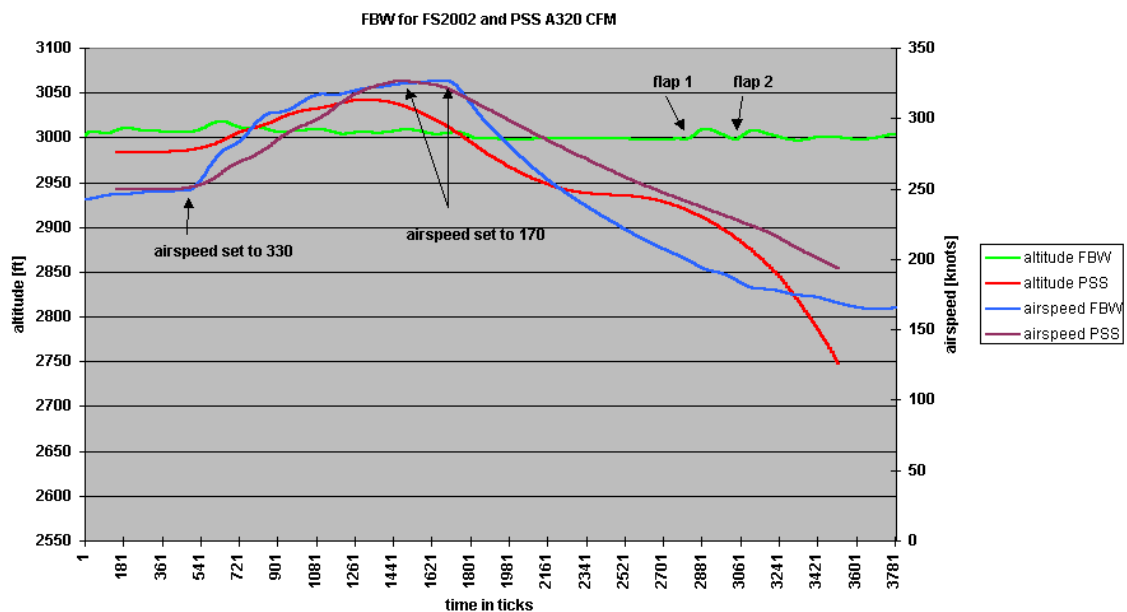
In der nachfolgenden Darstellung fliegt der APOLLO FBW Airbus in 3000 Fuß Höhe mit 250 Knoten. Die rote Kurve zeigt den Verlauf der Höhe über die Zeit und die grüne Kurve zeigt die Geschwindigkeit über die Zeit aufgetragen. Nachdem eine neue Sollgeschwindigkeit von 330 Knoten vorgegeben worden ist, sieht man wie die Geschwindigkeit auf den neuen Sollwert ansteigt, während die Höhe bis auf ein paar durch die Regelung verursachte Schwingungen konstant bleibt.

Man beachte den Maßstab der Höhenskala. Die Änderung der Höhe bewegt sich in einem Bereich von ca. 20 Fuß. Nachdem die neue Sollgeschwindigkeit von 330 Knoten erreicht worden ist, wird eine neue Sollgeschwindigkeit von 170 Knoten vorgegeben. Die grüne Kurve zeigt die Annäherung an die neue Sollgeschwindigkeit. Auch diesmal bleibt die Höhe praktisch konstant. Schließlich werden auch noch die Klappen auf die Stufen 1 und 2 gesetzt. Dies führt nur zu einer Höhenstörung, die nach kurzer Zeit von der Regelung kompensiert wird. Im Bild darunter werde diese Ergebnisse mit dem gleichen Flugmanöver des Phoenix PSS Airbus A320 verglichen. Der Verlauf der Höhe für den Phoenix PSS Airbus ist in rot und der Verlauf der Geschwindigkeit in magenta dargestellt. Während der Verlauf der Geschwindigkeit ähnlich ist, versagt der Phoenix PSS Airbus jedoch da er die Höhe nicht halten kann.

### Flightpath Stability during Speed and Configuration Changes



### Flightpath Stability during Speed and Configuration Changes



### Flugbahnstabilität im Kurvenflug

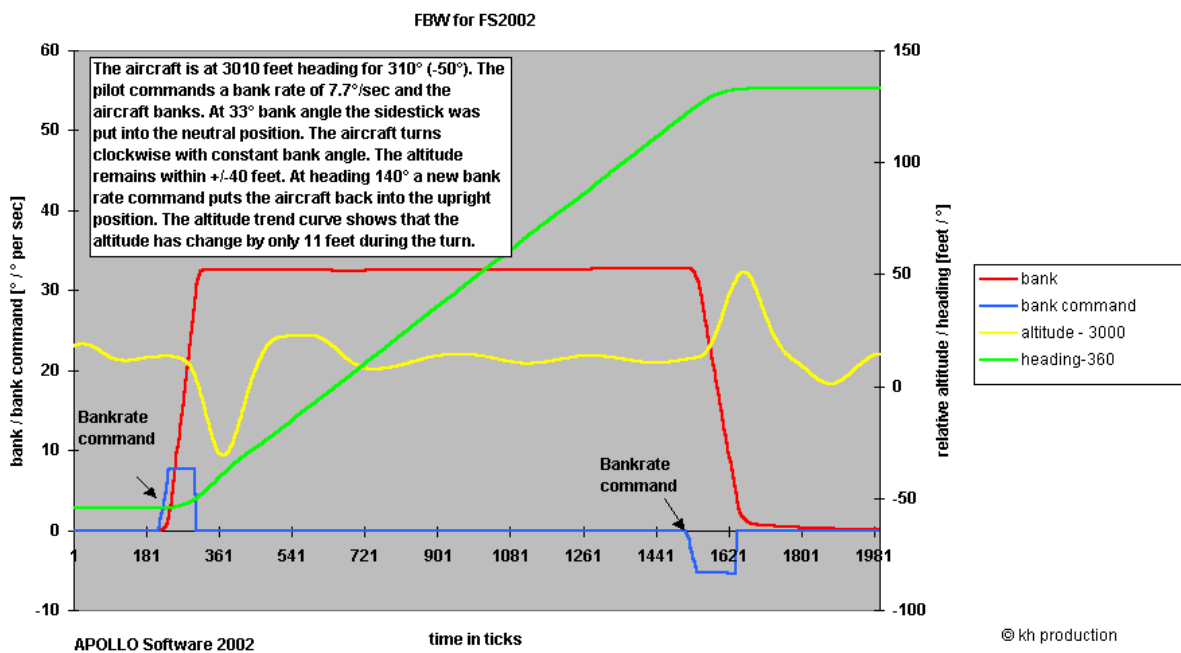
Im nachfolgenden Diagramm ist das Verhalten im Kurvenflug dargestellt. Der APOLLO FBW Airbus fliegt wieder in 3000 Fuß bei 250 Knoten. Der Autopilot ist inaktiv. Die Höhe wird durch die gelbe Kurve und das aktuelle Heading durch die grüne Kurve dargestellt. Nach Eingabe eines Bankraten-Kommandos (blaue Kurve) ändert sich der Bankwinkel (rote Kurve) proportional zum eingegebenen Kommando. Nachdem der Sidestick wieder in der Neutralposition ist, bleibt der Bankwinkel mit ca. 33 Grad konstant.

Das Heading (grüne Kurve) nimmt linear zu. Die Höhe (gelbe Kurve) nimmt bei der Einleitung des Manövers leicht ab und wird durch die Regelung sofort wieder korrigiert. Nachdem ein Heading von 140 Grad erreicht worden ist, wird das Flugzeug durch ein inverses Kommando wieder aufgerichtet. Insgesamt hat sich die Höhe nicht geändert und die Höhenschwankungen liegen unter +/- 40 Fuß.

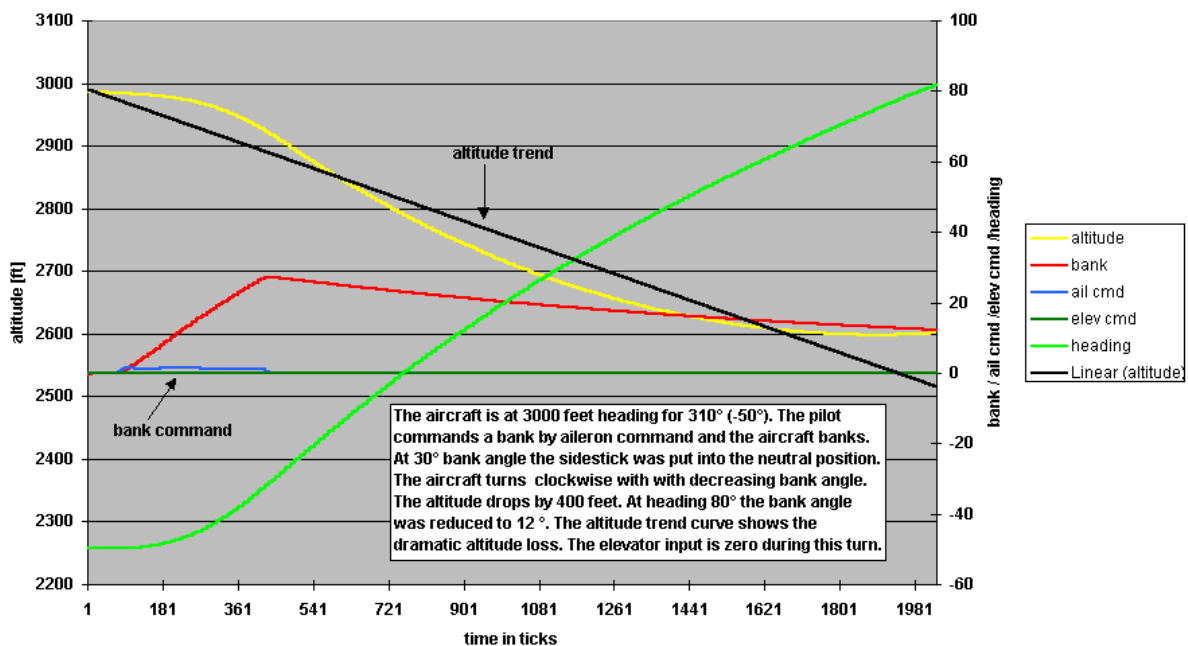
Das gleiche Manöver mit dem Phoenix PSS Airbus ergibt ein völlig anderes Resultat. Der Bankwinkel (rote Kurve) nimmt während des Bankkommandos annähernd linear zu. Nachdem jedoch der Sidestick in die Neutralposition zurückgekehrt ist, richtet sich das Flugzeug langsam wieder auf. Daher ändert sich das Heading (grüne Kurve) nicht linear. Gleichzeitig verliert der Phoenix PSS Airbus im dargestellten Zeitraum ca. 400 Fuß an Höhe. Das Elevatorkommando ist in dunkelgrün dargestellt, um zu demonstrieren, daß kein Pitch-Kommando eingegeben wurde.

Dieses Verhalten würde bereits beim Test für die Privatpiloten-Lizenz (PPL) und erst recht bei einer Prüfung zum Airline Transport Piloten (ATPL) ein Durchfallen und Nichtbestanden der Prüfung bedeuten.

### Flightpath Stability during turn



### Flightpath Stability during turn PSS A320 CFM



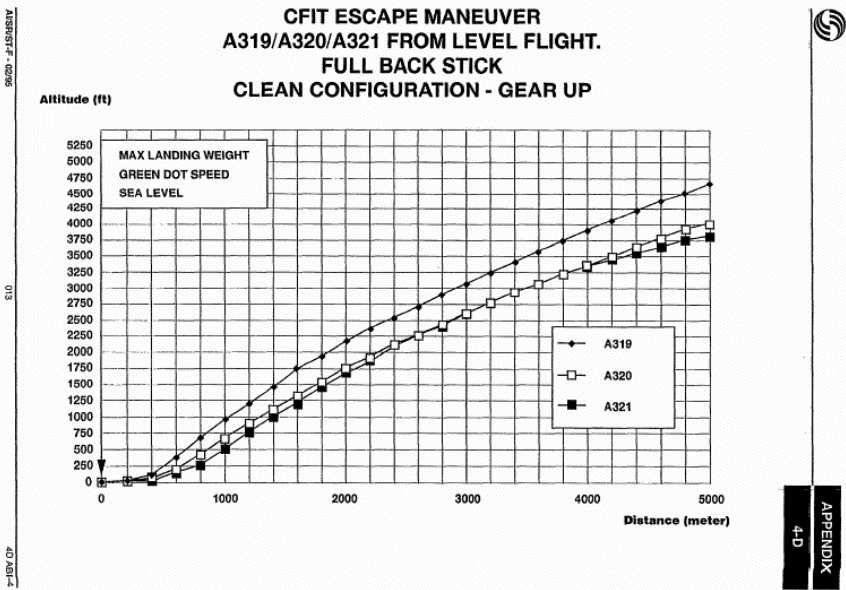
### **CFIT-Manöver (Controlled Flight into Terrain)**

Bei diesem Manöver soll das Flugzeug aus dem normalen Reiseflug heraus möglichst schnell an Höhe gewinnen um einen evtl. drohenden Bodenkontakt zuverlässig zu vermeiden. Bei einem konventionellen Flugzeug besteht die Herausforderung darin, daß der Pilot selbst dafür sorgen muß, mit maximaler Steigrate zu fliegen ohne das Flugzeug zu "überziehen". Gerät das Flugzeug dabei jedoch wegen zu starkem Überziehen in den Strömungsabriß (Stall), dann würde sofort ein dramatischer Höhenverlust einsetzen und damit der drohende Bodenkontakt (Crash) nicht verhindert werden können.

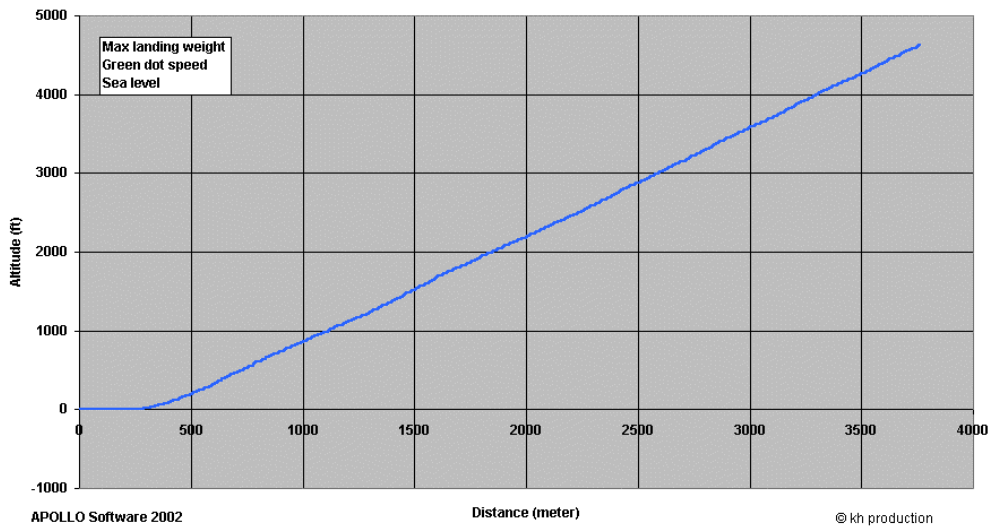
Die Fly-By-Wire Steuerung des Airbus in Verbindung mit der **Flight Envelope Protection** erlaubt es dem Piloten jedoch mit maximaler Steigrate und maximalem Anstellwinkel zu fliegen ohne daß das Flugzeug in den Stall gerät. Die moderne Regelungstechnik des Airbus arbeitet hier wesentlich präziser als ein Mensch es je könnte, besonders unter Zeitdruck, unter Streß - oder bei schlechter Sicht.

In der nachfolgenden Darstellung sind im ersten Diagramm Originalmeßdaten für die Airbus Typen A319, A320 und A321 dargestellt. In der mittleren Abbildung ist das gleiche Manöver für den FBW Airbus von APOLLO Software dargestellt. In der untersten Grafik ist das gleiche Manöver für den Phoenix PSS Airbus A320 dargestellt. Wie man aus der Grafik ersieht, besteht der PSS Airbus auch diesen Test nicht sondern entspricht einem ganz konventionellen Flugzeug ohne **Flight Envelope Protection**, welches im CFIT Manöver in den Stall gerät.

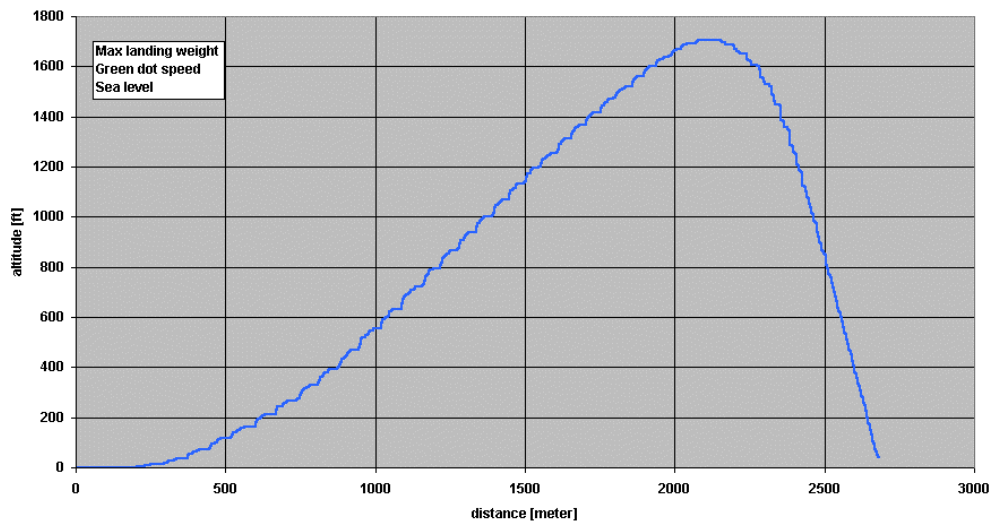




CFIT ESCAPE MANEUVER FBW A320 for FS2002 FROM LEVEL FLIGHT.  
FULL BACK STICK CLEAN CONFIGURATION - GEAR UP



CFIT ESCAPE MANEUVER PSS A320 CFM FROM LEVEL FLIGHT. FULL BACK STICK CLEAN  
CONFIGURATION - GEAR UP



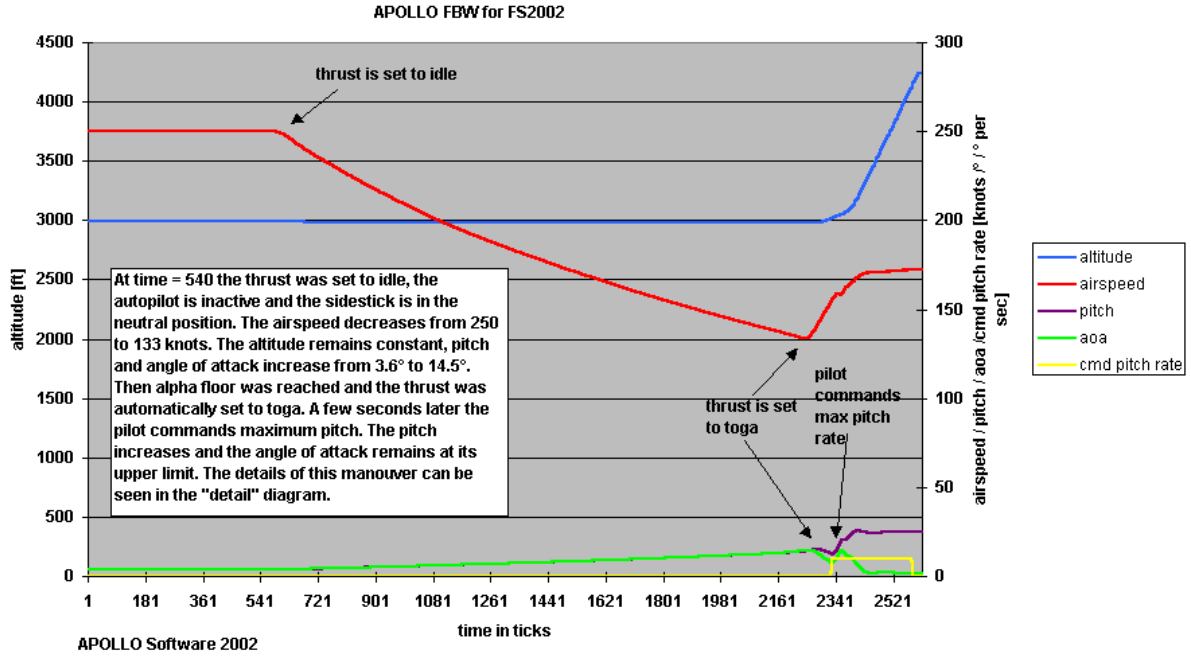


Das genaue Verhalten läßt sich am nachfolgend beschriebenen Manöver noch besser verstehen. Der Airbus befinde sich in 3000 Fuß Höhe bei einer Geschwindigkeit von 250 Knoten im Geradeausflug. Der Autopilot sei inaktiv und der Pilot läßt den Sidestick in der Ruhestellung. Dann wird der Triebwerksschub auf Leerlauf (Idle) gesetzt und beobachtet, was passiert. Da die Fly-By-Wire Steuerung den Flugvektor beibehält, kann man erwarten, daß auch bei Abnahme der Geschwindigkeit die Höhe gleich bleiben muß. Die Geschwindigkeit wird durch die rote Kurve dargestellt. Wie zu erwarten, nimmt die Geschwindigkeit ab. Gleichzeitig bleibt beim APOLLO FBW Airbus für den FS2002 die Höhe konstant.

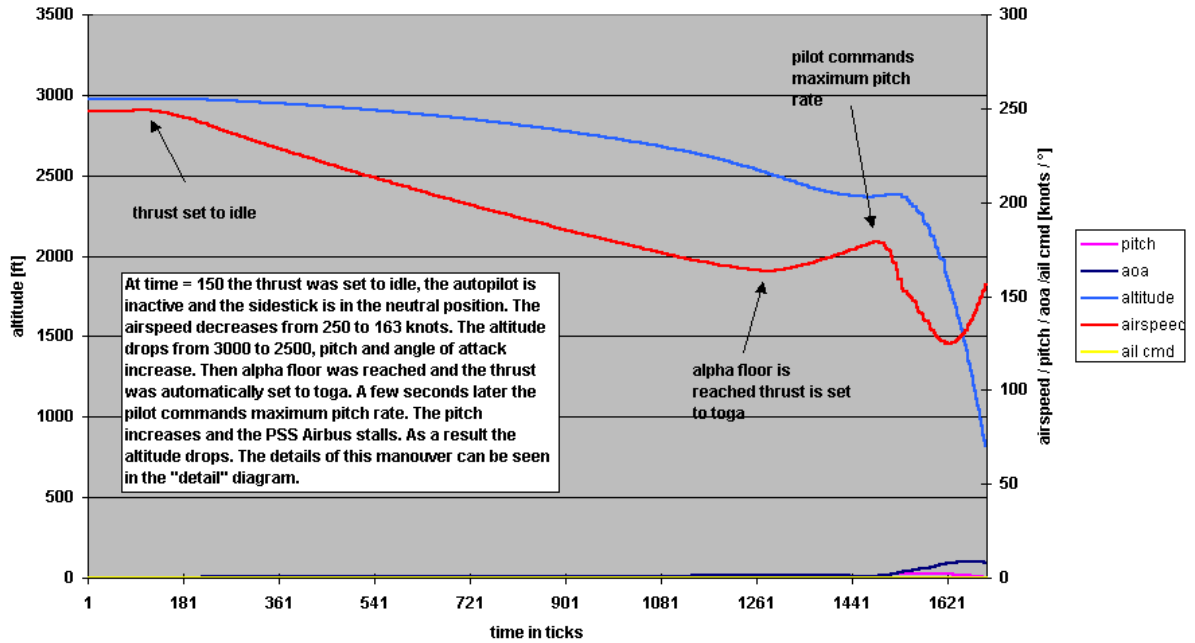
Auch dies war auf Grund der eingebauten FBW Reglercharakteristik zu erwarten. Der Anstellwinkel (grüne Kurve) wächst an, da der Auftriebsverlust auf Grund der sinkenden Geschwindigkeit nur durch eine Vergrößerung des Anstellwinkels kompensiert werden kann. Wenn der Anstellwinkel den Wert „ $\alpha$  floor“ erreicht, wird das Triebwerk automatisch auf TOGA-Schub (Take Off / Go Around) gesetzt. Dadurch steigt die Geschwindigkeit wieder an und es wird verhindert, daß der Anstellwinkel bis in den Stallbereich ansteigt. Gleichzeitig bleibt die Höhe aber konstant. Dann zieht zu allem Überfluß der Pilot den Sidestick voll zurück und kommandiert damit eine maximale Steigrate. Der Pitchwinkel (magenta Kurve) steigt daraufhin bis auf 25 Grad an während der Anstellwinkel im Bereich von  $\alpha$  floor und leicht darüber bleibt. Nachdem der Pitch 25 Grad erreicht hat, sinkt der Anstellwinkel auf unkritische Werte und der APOLLO FBW Airbus steigt mit maximalem Schub und maximalem Pitch davon.

Im Diagramm darunter ist das Verhalten des Phoenix PSS Airbus dargestellt. Zunächst sinkt auch hier die Geschwindigkeit. Allerdings nimmt auch die Höhe ab. Schließlich erreicht der Phoenix PSS Airbus  $\alpha$  floor und der Schub geht ebenfalls auf TOGA. Geschwindigkeit und Höhe nehmen wieder leicht zu. Dann zieht der Pilot den Sidestick voll zurück. Der Anstellwinkel wächst unbegrenzt, die Geschwindigkeit nimmt kurz ab, der PSS Airbus geht in den Stall und erleidet bei steigender Geschwindigkeit einen dramatischen Höhenverlust. Im Detail ist dieser Vorgang in den nachfolgenden Diagrammen nochmals dargestellt.

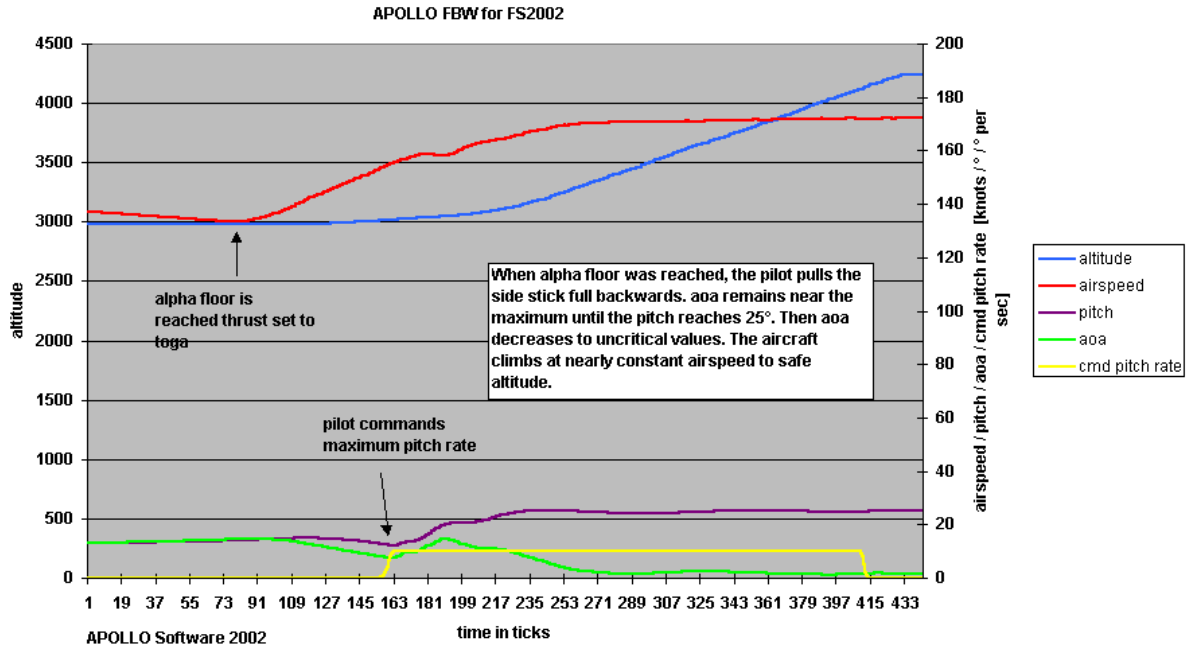
### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack



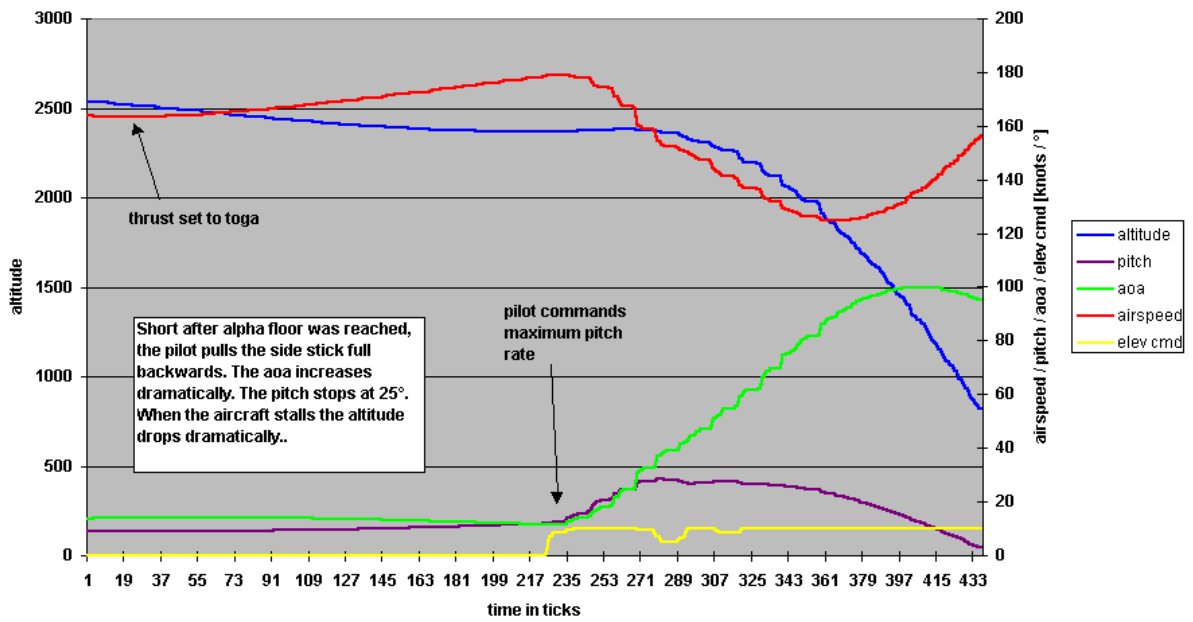
### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack Phoenix PSSA320 CFM



### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack in Detail

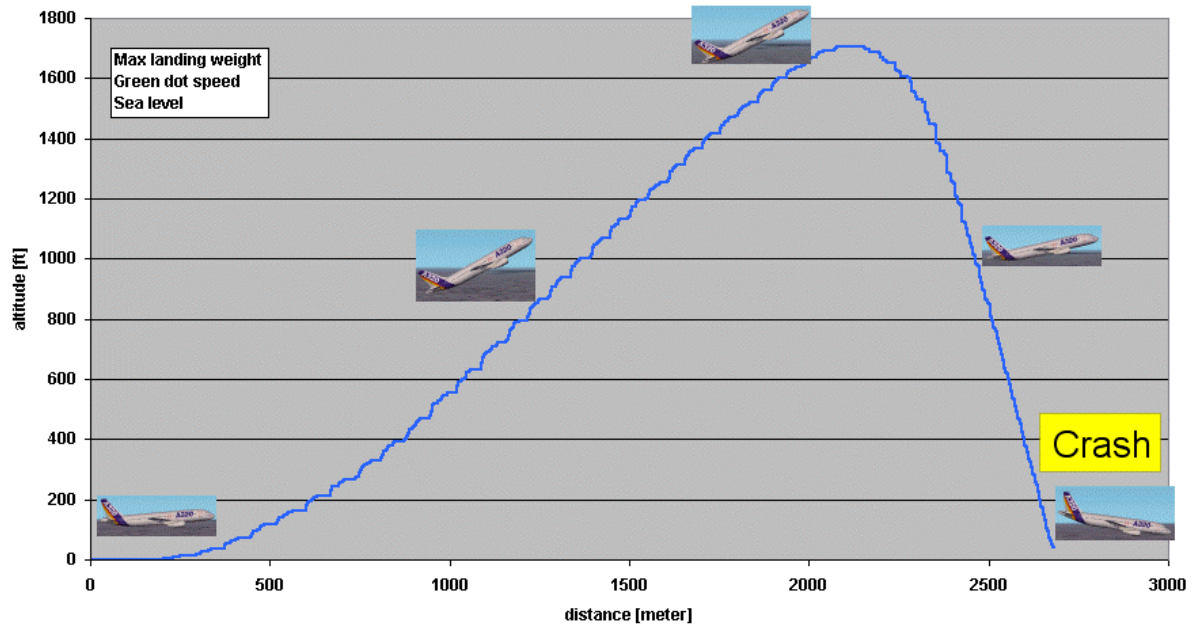


### Flight Envelope Protection at large Angle of Attack Detail Phoenix PSS A320 CFM



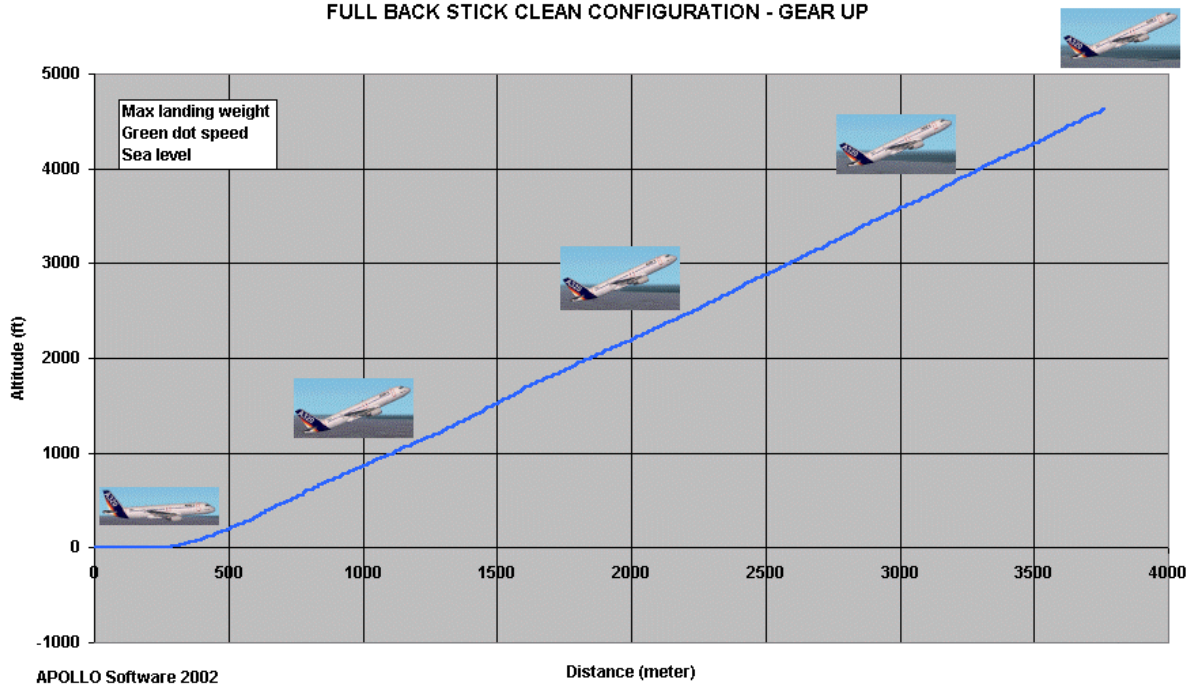
Das nachfolgende Diagramm entspricht der 3. Grafik aus dem CFIT Diagramm. In der Darstellung ist zum besseren Verständnis jeweils die aktuelle Fluglage des Airbus dargestellt.

CFIT ESCAPE MANEUVER Phoenix PSS A320 CFM FROM LEVEL FLIGHT. FULL BACK STICK CLEAN CONFIGURATION - GEAR UP



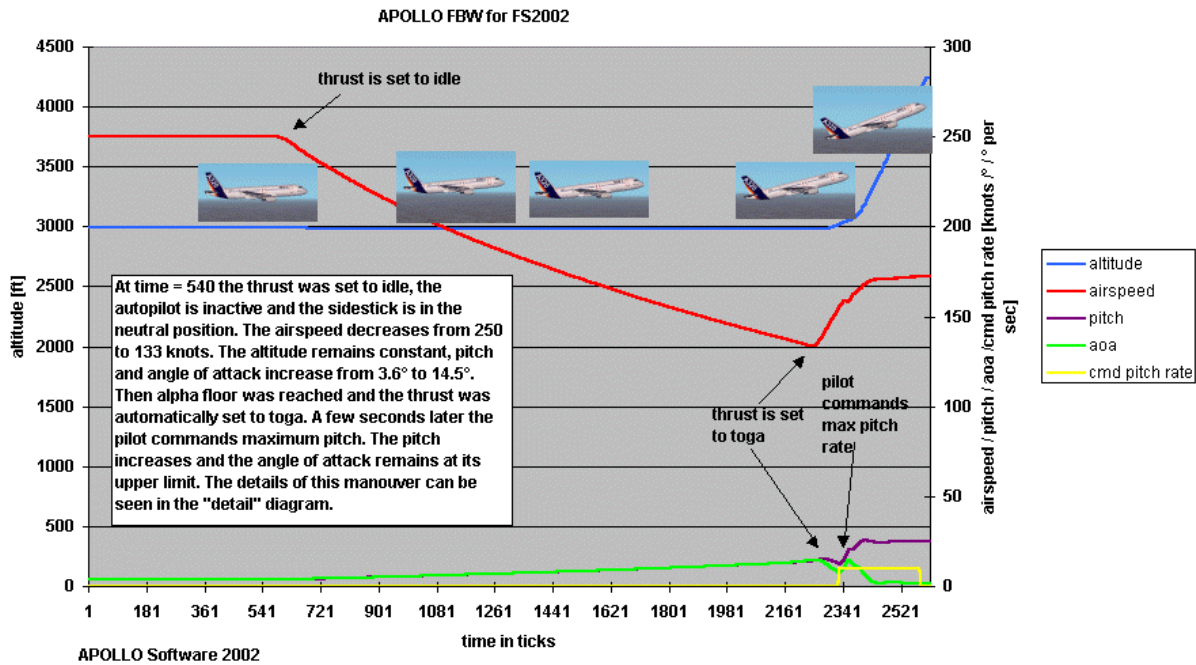
Das folgende Bild entspricht der 2. Grafik aus dem CFIT Diagramm. In der Darstellung ist zum besseren Verständnis die aktuelle Fluglage des Airbus dargestellt.

CFIT ESCAPE MANEUVER APOLLO FBW A320 for FS2002 FROM LEVEL FLIGHT. FULL BACK STICK CLEAN CONFIGURATION - GEAR UP

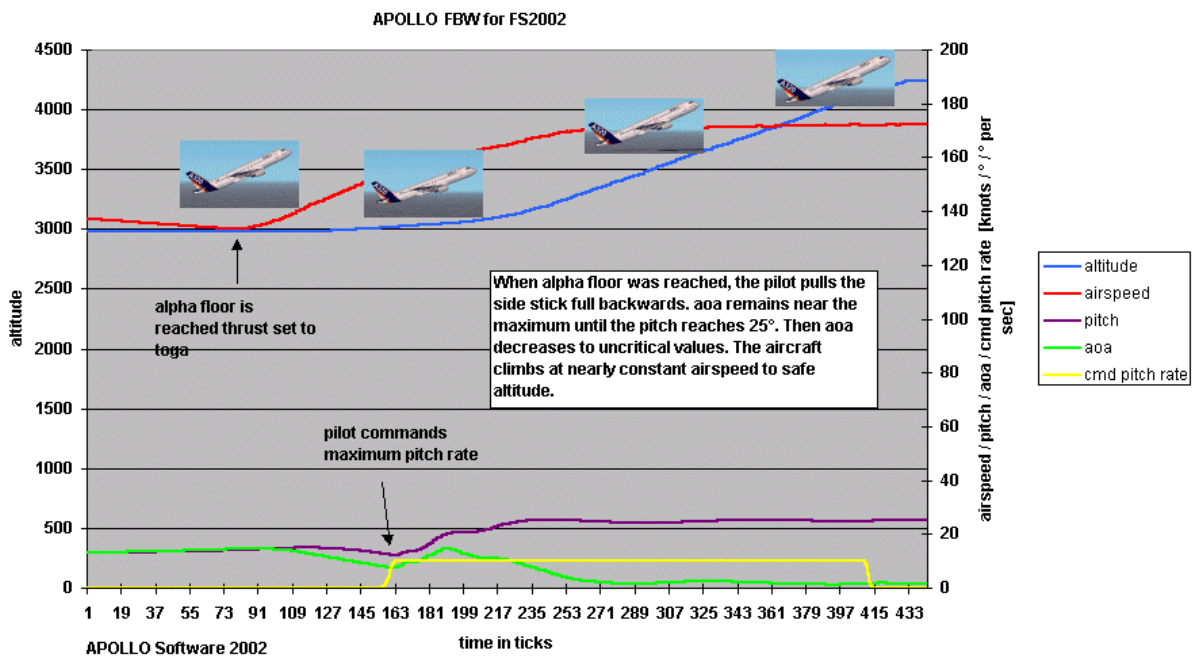


In den nachfolgenden Diagrammen ist nochmals die Funktionsweise der „flight envelope protection“ bei großen Anstellwinkeln dargestellt. Diesmal wurden zum besseren Verständnis des Ablaufs die Flugzeugsymbole in der jeweiligen Flugphase hinzugefügt:

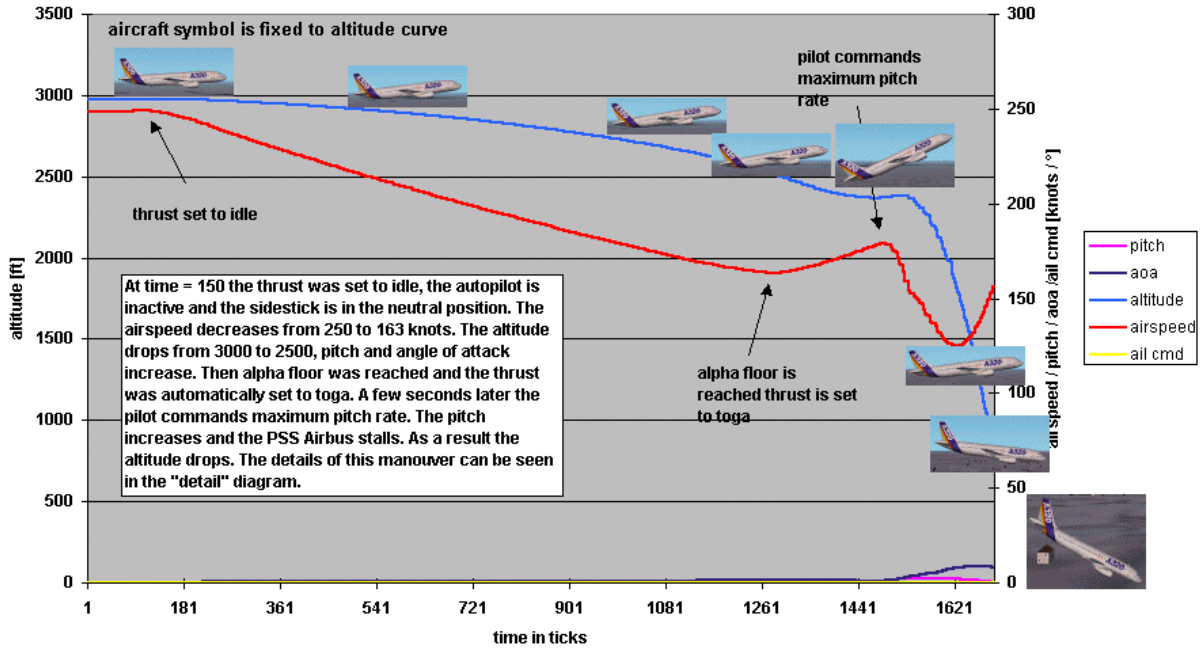
### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack



### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack in Detail



### Flight Envelope Protection at Large Angle of Attack Phoenix PSSA320 CFM



### Flight Envelope Protection at large Angle of Attack Detail Phoenix PSS A320 CFM

