



**FACULTAD DE INGENIERÍA Y ARQUITECTURA**

**ESCUELA PROFESIONAL DE CIENCIAS AERONÁUTICAS**

**ANÁLISIS DE VARIABLES DE VUELO PARA LA  
MATERIALIZACIÓN DE HARD LANDING BASADOS EN  
DATOS DE VUELO REALES**

**PRESENTADA POR  
JORGE ENRIQUE GUEVARA DURAND**

**ASESOR  
JULIO ALEJANDRO GUZMÁN ROUVIROS**

**TESIS  
PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE LICENCIADO EN CIENCIAS  
AERONÁUTICAS**

**LIMA – PERÚ**

**2019**



**CC BY-NC-SA**

**Reconocimiento – No comercial – Compartir igual**

El autor permite transformar (traducir, adaptar o compilar) a partir de esta obra con fines no comerciales, siempre y cuando se reconozca la autoría y las nuevas creaciones estén bajo una licencia con los mismos términos.

<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/>



**USMP**  
UNIVERSIDAD DE  
SAN MARTÍN DE PORRES

FACULTAD DE  
INGENIERÍA Y ARQUITECTURA

**ESCUELA PROFESIONAL DE CIENCIAS AERONÁUTICAS**

**ANÁLISIS DE VARIABLES DE VUELO PARA LA  
MATERIALIZACIÓN DE HARD LANDING BASADOS EN  
DATOS DE VUELO REALES**

**TESIS**

**PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE LICENCIADO EN  
CIENCIAS AERONÁUTICAS**

**PRESENTADA POR**

**GUEVARA DURAND, JORGE ENRIQUE**

**LIMA - PERÚ**

**2019**

El presente trabajo se lo dedico a mis padres, Luis y Sonia, como parte de la recompensa del esfuerzo que hicieron durante gran parte de su vida para educarme con valores, enseñándome el respeto ilimitado por los demás.

A mi padre, por brindarme la oportunidad, apoyo, conocimiento y confianza para realizar mis estudios en una profesión tan apasionante.

A mi madre, por ser la mujer que supo encaminar los pasos de mi vida con amor, sabiduría y bondad, entregando todo lo que está a su alcance para verme profesional.

A mis hermanos, Luis y Nicolas, esta es la manera de agradecerles que estén siempre para mí, y de demostrarles que la búsqueda del conocimiento es fructífera.

Agradezco profundamente a mis colegas de trabajo, y a mis amigos y profesores de la USMP, invaluablees partícipes que contribuyeron con profesionalismo y dedicación en el desarrollo de esta investigación.

Un agradecimiento especial a los miembros externos, Magíster Mounir Bezerra y Magíster Gonzalo Ittusaca, quienes siempre me brindaron su apoyo y supieron encaminarme hacia la búsqueda del conocimiento.

## ÍNDICE

	Pág.
RESUMEN	xiv
ABSTRACT	xv
INTRODUCCIÓN	xvi
CAPÍTULO I. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	1
1.1 Situación problemática	1
1.2 Definición del problema	2
1.3 Objetivos	3
1.4 Justificación	3
1.5 Limitaciones del estudio	4
1.6 Viabilidad	4
CAPÍTULO II. MARCO TEÓRICO	5
2.1 Antecedentes	5
2.2 Bases teóricas	10
2.3 Definición de términos básicos	12
CAPÍTULO III. METODOLOGÍA	18
3.1 Material	18
3.2 Método	21
CAPÍTULO IV. DESARROLLO	23
4.1 Procesamiento del Análisis Estadístico por Parámetro	25

4.2	Procesamiento del Modelo Logístico	33
CAPÍTULO V. RESULTADOS		34
5.1	Resultados del Procesamiento por Parámetro	34
5.2	Modelamiento de Regresión Logística	89
CAPÍTULO VI. DISCUSIÓN		92
6.1	Análisis de performance de vuelo	92
6.2	Análisis de operación de vuelo	107
6.3	Modelo de regresión logística para <i>hard landing</i>	109
CONCLUSIONES		115
RECOMENDACIONES		117
FUENTES DE INFORMACIÓN		119
ÍNDICE DE APÉNDICE		122

## ÍNDICE DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Selección de parámetros	19
Tabla 2. Resumen de factores inter-sujetos	23
Tabla 3. Resumen de factores intra-sujetos	24
Tabla 4. Resumen de procesamiento de casos	24
Datos resultantes del parámetro <i>Ground speed</i>	
Tabla 5.1.1.1 Pruebas de normalidad	34
Tabla 5.1.1.2 Estadísticos descriptivos	34
Tabla 5.1.1.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	35
Tabla 5.1.1.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	35
Tabla 5.1.1.5 Prueba de efectos inter-sujetos	36
Tabla 5.1.1.6 Pruebas univariadas	36
Tabla 5.1.1.7 Pruebas multivariante	37
Datos resultantes del parámetro <i>Indicated Airspeed</i>	
Tabla 5.1.2.1 Pruebas de normalidad	37
Tabla 5.1.2.2 Estadísticos descriptivos	38



Tabla 5.1.2.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	38
Tabla 5.1.2.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	38
Tabla 5.1.2.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	39
Tabla 5.1.2.6 Pruebas univariadas	40
Tabla 5.1.2.7 Pruebas multivariante	40

Datos resultantes del parámetro *Descent Rate*

Tabla 5.1.3.1 Pruebas de normalidad	40
Tabla 5.1.3.2 Estadísticos descriptivos	41
Tabla 5.1.3.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	41
Tabla 5.1.3.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	42
Tabla 5.1.3.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	42
Tabla 5.1.3.6 Pruebas univariadas	43
Tabla 5.1.3.7 Pruebas multivariante	43
Tabla 5.1.3.8 Comparaciones por parejas	44
Tabla 5.1.3.9 Pruebas univariadas	44
Tabla 5.1.3.10 Comparaciones por parejas	45
Tabla 5.1.3.11 Pruebas multivariante	47

Datos resultantes del parámetro *Pitch Angle*

Tabla 5.1.4.1 Pruebas de normalidad	47
Tabla 5.1.4.2 Estadísticos descriptivos	48
Tabla 5.1.4.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	48
Tabla 5.1.4.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	49
Tabla 5.1.4.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	50
Tabla 5.1.4.6 Pruebas univariadas	50

Tabla 5.1.4.7 Pruebas multivariante	50
-------------------------------------	----

Datos resultantes del parámetro *Roll Angle*

Tabla 5.1.5.1 Pruebas de normalidad	51
-------------------------------------	----

Tabla 5.1.5.2 Estadísticos descriptivos	51
---	----

Tabla 5.1.5.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	52
--	----

Tabla 5.1.5.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	52
--	----

Tabla 5.1.5.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	53
--	----

Tabla 5.1.5.6 Pruebas univariadas	53
-----------------------------------	----

Tabla 5.1.5.7 Pruebas multivariante	53
-------------------------------------	----

Datos resultantes del parámetro *Angle of Attack*

Tabla 5.1.6.1 Pruebas de normalidad	54
-------------------------------------	----

Tabla 5.1.6.2 Estadísticos descriptivos	54
---	----

Tabla 5.1.6.3 Resumen de contrastes de hipótesis	55
--	----

Tabla 5.1.6.4 Rangos	55
----------------------	----

Tabla 5.1.6.5 Estadísticos descriptivos	55
---	----

Tabla 5.1.6.6 Prueba de Scheirer Ray Hare	56
---	----

Datos resultantes del parámetro *Control Column*

Tabla 5.1.7.1 Pruebas de normalidad	56
-------------------------------------	----

Tabla 5.1.7.2 Estadísticos descriptivos	57
---	----

Tabla 5.1.7.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	57
--	----

Tabla 5.1.7.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	58
--	----

Tabla 5.1.7.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	58
--	----

Tabla 5.1.7.6 Pruebas univariadas	58
Tabla 5.1.7.7 Pruebas multivariante	59

Datos resultantes del parámetro *Control Wheel*

Tabla 5.1.8.1 Pruebas de normalidad	59
Tabla 5.1.8.2 Estadísticos descriptivos	60
Tabla 5.1.8.3 Rangos	60
Tabla 5.1.8.4 Estadísticos descriptivos	61
Tabla 5.1.8.5 Prueba de Scheirer Ray Hare	61

Datos resultantes del parámetro *Engine 1 Throttle Position*

Tabla 5.1.9.1 Pruebas de normalidad	62
Tabla 5.1.9.2 Estadísticos descriptivos	62
Tabla 5.1.9.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	63
Tabla 5.1.9.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	63
Tabla 5.1.9.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	64
Tabla 5.1.9.6 Pruebas univariadas	64
Tabla 5.1.9.7 Pruebas multivariante	64

Datos resultantes del parámetro *Engine 2 Throttle Position*

Tabla 5.1.10.1 Pruebas de normalidad	65
Tabla 5.1.10.2 Estadísticos descriptivos	65
Tabla 5.1.10.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	66
Tabla 5.1.10.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	66
Tabla 5.1.10.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	67

Tabla 5.1.10.6 Pruebas univariadas	67
Tabla 5.1.10.7 Pruebas multivariante	68

Datos resultantes del parámetro *Control Speed Brake*

Tabla 5.1.11.1 Pruebas de normalidad	68
Tabla 5.1.11.2 Estadísticos descriptivos	68
Tabla 5.1.11.3 Resumen de contrastes de hipótesis	69
Tabla 5.1.11.4 Rangos	70
Tabla 5.1.11.5 Estadísticos descriptivos	70
Tabla 5.1.11.6 Prueba Scheirer Ray Hare	70
Tabla 5.1.11.7 Prueba univariadas	71
Tabla 5.1.11.8 Prueba multivariante	71

Datos resultantes del parámetro *Surface Elevator Left Hand*

Tabla 5.1.12.1 Pruebas de normalidad	72
Tabla 5.1.12.2 Estadísticos descriptivos	72
Tabla 5.1.12.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	72
Tabla 5.1.12.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	73
Tabla 5.1.12.5 Pruebas univariadas	74
Tabla 5.1.12.6 Pruebas multivariante	74

Datos resultantes del parámetro *Surface Elevator Right Hand*

Tabla 5.1.13.1 Pruebas de normalidad	74
Tabla 5.1.13.2 Estadísticos descriptivos	75
Tabla 5.1.13.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	75

Tabla 5.1.13.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	76
Tabla 5.1.13.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	76
Tabla 5.1.13.6 Pruebas univariadas	77
Tabla 5.1.13.7 Pruebas multivariante	77

Datos resultantes del parámetro *Surface Aileron Left Hand*

Tabla 5.1.14.1 Pruebas de normalidad	78
Tabla 5.1.14.2 Resumen de contrastes de hipótesis	78
Tabla 5.1.14.3 Rangos	79
Tabla 5.1.14.4 Estadísticos descriptivos	79
Tabla 5.1.14.5 Prueba de Scheirer Ray Hare	79

Datos resultantes del parámetro *Surface Aileron Right Hand*

Tabla 5.1.15.1 Pruebas de normalidad	80
Tabla 5.1.15.2 Estadísticos descriptivos	80
Tabla 5.1.15.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	81
Tabla 5.1.15.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	81
Tabla 5.1.15.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	82
Tabla 5.1.15.6 Pruebas univariadas	82
Tabla 5.1.15.7 Pruebas multivariante	82

Datos resultantes del parámetro *Surface Rudder*

Tabla 5.1.16.1 Pruebas de normalidad	83
Tabla 5.1.16.2 Estadísticos descriptivos	83
Tabla 5.1.16.3 Prueba de esfericidad de Mauchly	84

Tabla 5.1.16.4 Pruebas de efectos intra-sujetos	84
Tabla 5.1.16.5 Pruebas de efectos inter-sujetos	85
Tabla 5.1.16.6 Pruebas univariadas	85
Tabla 5.1.16.7 Pruebas multivariante	85

Datos resultantes del parámetro *Surface Flap*

Tabla 5.1.17.1 Resumen de contrastes de hipótesis	86
Tabla 5.1.17.2 Rangos	86
Tabla 5.1.17.3 Estadísticos descriptivos	87

Datos resultantes del parámetro *Flare Height*

Tabla 5.1.18.1 Pruebas de normalidad	87
Tabla 5.1.18.2 Resumen de contrastes de hipótesis	87
Tabla 5.1.18.3 Resumen de prueba U de Mann-Whitney de muestras independientes	88

Datos resultantes del parámetro *Flare Time*

Tabla 5.1.19.1 Pruebas de normalidad	88
Tabla 5.1.19.2 Resumen de contrastes de hipótesis	88
Tabla 5.1.19.3 Resumen de prueba U de Mann-Whitney de muestras independientes	88

Modelamiento de Regresión Logística

Tabla 5.2.1 Resumen de procesamiento de casos	89
Tabla 5.2.2 Codificación de variable dependiente	89

Tabla 5.2.3 Pruebas ómnibus de coeficientes de modelo	89
Tabla 5.2.4 Resumen de modelo	90
Tabla 5.2.5 Tabla de clasificación	90
Tabla 5.2.6 Variables en la ecuación	90
Tabla 6. Estadística de altura y tiempo del <i>flare</i>	108
Tabla 7. Análisis de diferencias en variables en el punto inicial del <i>flare</i>	108
Tabla 8. Valores de regresión logística de las variables predictivas	110

## ÍNDICE DE FIGURAS

	Pág.
Ilustración 1. Porcentaje de accidentes fatales y víctimas abordó por fase de vuelo	6
Ilustración 2. Víctimas por categoría de ocurrencia de aviación CAST/ICAO Common Taxonomy Team CICTT	7
Ilustración 3. Técnicas de aproximación Alas niveladas y Derrape constante	9
Ilustración 4. Requerimiento de ángulo de guiñada/banqueo con 10 nudos de viento cruzado	9
Ilustración 5. Requerimiento de ángulo de guiñada/banqueo con 30 nudos de viento cruzado	10
Ilustración 6. Análisis de diferencias de <i>Descent Rate</i>	93
Ilustración 7. Análisis de diferencias de <i>Ground speed</i>	94
Ilustración 8. Análisis de diferencias de <i>IAS</i>	95
Ilustración 9. Análisis de diferencias de <i>Attitude Pitch</i>	96
Ilustración 10. Análisis de diferencias de <i>Attitude Roll</i>	97
Ilustración 11. Análisis de diferencias de <i>Angle of Attack</i>	98
Ilustración 12. Análisis de diferencias de <i>Control Column</i>	99
Ilustración 13. Análisis de diferencias de <i>Control Wheel</i>	100
Ilustración 14. Análisis de diferencias de <i>Engine Throttle Position</i>	101
Ilustración 15. Análisis de diferencias de <i>Control Speed Brake</i>	102
Ilustración 16. Análisis de diferencias de <i>Surface Elevator</i>	103



Ilustración 17. Análisis de diferencias de <i>Surface Aileron</i>	104
Ilustración 18. Análisis de diferencias de <i>Surface Rudder</i>	106
Ilustración 19. Análisis de diferencias de <i>Surface Flap</i>	107

## RESUMEN

Un *hard landing* es un tipo de incidente de aterrizaje que puede causar lesiones a los pasajeros y a la tripulación, daños a la aeronave o incluso un accidente de aviación catastrófico. El interés acerca de esta investigación surgió precisamente a partir de la observación de la recurrencia de incidentes *hard landing* en el Aeropuerto Alfredo Rodríguez Ballón del departamento de Arequipa – Perú (SPQU), durante el 2017 y 2018; por ello, esta investigación tiene como objetivo encontrar las características operacionales y dinámicas de los incidentes *hard landing* que contribuyan a establecer medidas preventivas para evitar su recurrencia en el citado aeropuerto, para lograrlo se utilizaron los métodos de análisis de varianza, regresión logística sobre la aproximación final y operación del *flare* basado en datos de vuelo reales registrados por MiniQAR de la línea aérea modelo de esta investigación.

Los resultados indicaron que los pilotos necesitan controlar diligentemente el régimen de descenso y velocidad indicada en el punto inicial del *flare*. El modelo logístico demostró que la aceleración vertical en el punto de contacto con el terreno estaba vinculada con los parámetros de actitud, configuración en el *flare* y contacto con el terreno, incluyendo las variables del timón de profundidad y timón de dirección. Estos hallazgos indicaron que los pilotos deberían buscar perfeccionar su técnica de operación del *flare* para realizar un control preciso sobre las entradas de actitud, viraje y guiñada de la aeronave en escenarios complejos.

**Palabras clave:** *hard landing*, incidente de aviación, *flare*, datos de vuelo reales, aterrizaje.

## ABSTRACT

Hard landing is a type of landing incident that can cause injuries to passengers and crew, aircraft damage or even a catastrophic aviation accident. The interest about this investigation arose from the observation of the recurrence of hard landing incidents at Alfredo Rodríguez Ballón Airport in Arequipa City – Perú (SPQU), during 2017 and 2018; therefore, this research aims to find the operational and dynamic characteristics of hard landing incidents in order to contribute with the development of preventive measures to avoid its recurrence at the aforementioned airport. For this reason, methods of variance analysis, logistic regression on the final approach and flare operation were used based on actual flight data registered by a MiniQAR property of the model airline of this investigation.

Results showed that pilots need to diligently control the rate of descent and airspeed at the flare initial point. The logistic model showed that vertical acceleration at touchdown point was linked with flare and touchdown attitude and configuration parameters, including variables of elevator and rudder. These findings suggested that pilots should seek to improve their flare operation technique to perform a precise control over the attitude, roll and yaw inputs of the aircraft in complex scenarios.

**Key words:** hard landing, aviation incidents, flare, actual flight data, touchdown.

## INTRODUCCIÓN

Una de las fases más complejas de volar una aeronave son los instantes finales de la aproximación hacia la pista de aterrizaje para lograr un aterrizaje seguro, dado las relaciones que guarda con múltiples condiciones de vuelo y el entorno en el que se desarrolla.

El interés acerca de esta investigación surgió a partir de la observación de la recurrencia del tipo de incidente catalogado como *hard landing*, para efectos del presente estudio, en el Aeropuerto Alfredo Rodríguez Ballón del departamento de Arequipa – Perú, durante los años 2017 y 2018; por ello, esta investigación tiene como objetivo principal encontrar las características operacionales y dinámicas de los incidentes *hard landing* que contribuyan a establecer medidas preventivas para evitar su recurrencia en el citado aeropuerto.

La presente investigación ha sido conducida a partir de datos de vuelo reales del tipo de aeronave Boeing B737-500, de la línea aérea que sirvió de modelo para el estudio, en la ruta hacia el Aeropuerto Alfredo Rodríguez Ballón, el mismo que posee características propias del aeródromo que hacen que la operación aérea tenga especiales consideraciones operacionales durante la aproximación final y el aterrizaje.

Los datos fueron obtenidos a través del equipo a bordo denominado MiniQAR, que permite el registro de una variedad de parámetros de performance, configuración, operación, control, funcionamiento de sistemas e indicaciones de alarmas durante todo el vuelo. El parámetro de aceleración vertical fue utilizado como lineamiento para juzgar el incidente *hard landing*. Se entiende por incidente *hard landing*, al aterrizaje que genera un pico de aceleración vertical superior a 2.1 g. En el capítulo 5 del Manual de Mantenimiento de Aeronaves de Boeing del 2012, se precisa que “el pico de aceleración puede ser significativamente reducido para un *hard landing* que es acompañado por más de dos grados de viraje al momento de impacto con el tren principal.”

Este tipo de incidente es uno de los eventos no deseados que puede desencadenar múltiples consecuencias, como lesiones de diversa magnitud a los pasajeros y a la tripulación, daños a la aeronave e incluso un incidente o accidente de aviación.

Después de realizar esta investigación, se considera que al experimentar un *hard landing*, es recomendable que los pilotos sean conservadores y reporten el incidente, de manera que la aeronave sea inspeccionada por el personal de mantenimiento calificado antes de continuar con la operación de la aeronave.

Es oportuno e importante mencionar que, durante la redacción de este documento, se ha empleado la denominación “la aerolínea”, en lugar del nombre comercial de la misma, esto se ha hecho en respeto a la decisión de la línea aérea de mantener su identificación en reserva. Sin embargo, dando cumplimiento a las normas sobre investigación de la Universidad de San Martín de Porres, se entregó formalmente el nombre de la línea aérea que proporcionó la información para esta investigación a la Oficina de Grados y Títulos de la Facultad de Ingeniería y Arquitectura.

# CAPÍTULO I

## PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

### 1.1 Situación problemática

La fase final del aterrizaje de una aeronave es uno de los escenarios más críticos desde la perspectiva de riesgo operacional debido a que comprende múltiples interrelaciones entre el factor humano, los factores internos y externos en el que se desarrolla el vuelo, en la que los pilotos deben gestionar sus recursos disponibles, aplicar habilidades técnicas de vuelo y toma de decisiones para conducir un aterrizaje seguro. La probabilidad de ocurrencia de diversos eventos no deseados durante el aterrizaje amenaza la seguridad de las personas, la integridad de la aeronave, sus sistemas y componentes.

Estudios relacionados a las operaciones de aterrizaje se han llevado a cabo con el objetivo de evaluar los parámetros que ayuden a averiguar las características de incidentes de *hard landing* (Wang, Wu, Sun, Cui, 2014).

La información obtenida a partir de los datos de vuelo de los estudios realizados invita a ahondar la investigación para revelar las relaciones entre la operación de los pilotos y la performance de aterrizaje, constituyendo los cimientos teóricos para el presente trabajo. En este sentido, el interés parte al observar una tasa de ocurrencia de *hard landing*

relativamente mayor en el Aeropuerto de Arequipa en los que los aterrizajes poseían una aceleración vertical más alta de lo normal en comparación con la tasa de ocurrencia de otros aeropuertos.

Normalmente, la confidencialidad de los datos de vuelo forma parte de la política integral corporativa de las líneas aéreas; a ello se debe la dificultad de conseguir datos reales de vuelo. Adicionalmente, se encuentra la dificultad de hallar casuística de eventos *hard landing* que sirvan de materia para la investigación. De acuerdo a este escenario, surge la necesidad de analizar el comportamiento de las variables de vuelo que resultan en un *hard landing*, observando sus características principales que permitan analizar la varianza entre el grupo de aterrizaje por debajo del umbral de *hard landing*, catalogados como *normal landing* para el presente estudio, y determinar las variables predictivas que expliquen en mayor porcentaje el evento y el análisis de la operación del *landing flare*, a partir de los datos obtenidos en el programa de análisis de datos de vuelo con el propósito de orientar los resultados de los análisis como base científica hacia la aplicación operativa de los pilotos durante las fases de instrucción y entrenamiento.

## 1.2 Definición del problema

- ¿Cómo se comportan los parámetros de vuelo en un incidente *hard landing*?
- ¿Cómo determinar los principales parámetros de vuelo que pueden influir en la materialización de un *hard landing* de una aeronave de línea aérea al momento del contacto con el terreno?
- ¿En qué medida la formulación de un modelo matemático permitirá pronosticar la ocurrencia un *hard landing*?
- ¿Cómo demostrar el pronóstico de un incidente *hard landing* basado en el análisis de sus parámetros?

## 1.3 Objetivos

### 1.3.1 Objetivo General

- Analizar el comportamiento de los parámetros de vuelo, de mayor relevancia, que caracterizan los incidentes *hard landing*.

### 1.3.2 Objetivos Específicos

- Procesar y analizar los principales parámetros de vuelo que pueden influir en la materialización de un *hard landing*, de una muestra de vuelos divididos en dos grupos, *normal landing* y *hard landing*, de la flota Boeing 737-500 de una aerolínea.
- Establecer el modelo matemático que permita pronosticar la ocurrencia de un *hard landing* basado en análisis estadístico.
- Establecer casuística que permita validar la fórmula de un posible *hard landing* basado en variables predictoras.

## 1.4 Justificación

Desde la perspectiva de la gestión de seguridad operacional de las operaciones aéreas civiles, existe un esfuerzo ininterrumpido de mantener los niveles de riesgo bajo control de forma sistemática. En tal sentido, al contar con datos registrados de incidentes *hard landing* por medio de un dispositivo registrador de datos de vuelo instalado en la aeronave, MiniQAR MK III, compone una sólida justificación direccionar de dicho esfuerzo a:

- Investigar de manera cuantitativa el incidente *hard landing*.
- Aplicar los resultados del estudio como base de conocimiento para la prevención de posibles *hard landing*.
- Brindar un servicio de alta calidad asegurando la integridad de los usuarios del servicio aéreo.
- Contribuir a la gestión de la seguridad de las operaciones aeronáuticas de líneas aéreas.



## 1.5 Limitaciones del estudio

Esta investigación se enfoca en el análisis de los parámetros de performance de vuelo y las características críticas del *landing flare* hasta el momento del contacto con el terreno, sin inducir las causas que pudieron llevar a dicha performance de los pilotos.

## 1.6 Viabilidad

### a) Viabilidad técnica:

La materia principal del estudio es obtenida por medio de la descarga del *RAW DATA* del MiniQAR III, se realiza un monitoreo de los parámetros de vuelo mediante el software destinado para el proceso de análisis “Avionica Inc. AVSCANflight”. El AVSCAN es utilizado como herramienta para obtener datos de excedencias cometidas en vuelo, si las hubiese.

### b) Viabilidad económica:

Los datos de los vuelos se obtuvieron con propósitos estrictamente académicos y dado la naturaleza cognitiva de la investigación es económicamente viable.

### c) Viabilidad social:

El trabajo de investigación es socialmente viable dado que la prevención de un incidente *hard landing* mantiene los márgenes de riesgos de seguridad operacional de una línea aérea comercial en un nivel aceptable o por debajo del mismo, lo cual puede ser medido y controlado mediante indicadores de nivel aceptable de seguridad operacional de la compañía aérea, asegurando la seguridad de las personas durante el proceso de traslado desde el lugar de origen hasta su destino.

### d) Viabilidad operativa:

Teniendo en consideración el conocimiento técnico, teórico y práctico obtenido durante los años de formación académica profesional, la experiencia laboral adquirida, el soporte del personal asesor y la disponibilidad de aplicación operativa por parte de los pilotos de los resultados obtenidos, el proyecto es operativamente viable.

## **CAPÍTULO II**

### **MARCO TEÓRICO**

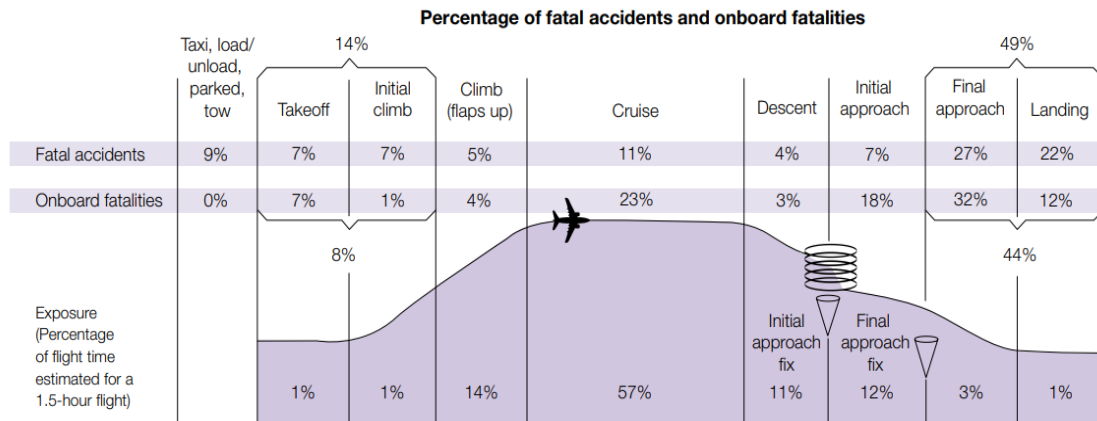
#### 2.1 Antecedentes

El factor humano en la cabina de mando cumple un rol vital en la seguridad operacional y su participación puede significar la diferencia entre un accidente o un aterrizaje sin incidentes. Los estudios realizados sobre el error humano y su relación con los accidentes aéreo-comerciales indican que aproximadamente el 60% de los accidentes aéreos se deben, en parte, al error humano (Shappel, Detweiler, Holcomb, Hackworth, Boquet, Wiegmann, 2007).

De acuerdo con las estadísticas de accidentes fatales categorizadas por fases de vuelo de la Ilustración 1, Boeing (2018), se muestra que el porcentaje en la fase de aterrizaje alcanza un 22% del total de accidentes fatales, en el periodo comprendido entre 2008 al 2017, a pesar de ser una de las fases más cortas con relación a la duración de tiempo de vuelo, representando el 1% del mismo.

# Fatal Accidents and Onboard Fatalities by Phase of Flight

Fatal Accidents | Worldwide Commercial Jet Fleet | 2008 through 2017



Note: Percentages may not sum to 100% because of numerical rounding.

Ilustración 1. Porcentaje de accidentes fatales y víctimas abordo por fase de vuelo. (Boeing, 2018).

La cantidad de incidentes *hard landing* constituye una de las problemáticas más recurrentes conforme a la taxonomía de accidentes presentada por Boeing entre el período comprendido entre 1993 al 2002:

Los accidentes causados por *hard landings* superaron el número de accidentes que involucran desbordamientos de pista en el aterrizaje (52), excursiones a los lados de la pista en el aterrizaje (42), fallas del tren de aterrizaje durante el aterrizaje y despegue (38) y vuelo controlado contra el terreno (CFIT; 33). (Flight Safety Foundation [FSF], 2004).

La estadística de accidentes fatales en la última década muestra una reducción drástica en las cifras de los accidentes por categorías, especialmente en la fase de aterrizaje tales como: *runway excursion* (RE), *abnormal runway contact* (ARC), *undershoot/overshoot* (USOS), sumando 8 accidentes fatales, conforme a la Ilustración 2.

## Fatalities by CICTT Aviation Occurrence Categories

Fatal Accidents | Worldwide Commercial Jet Fleet | 2008 through 2017

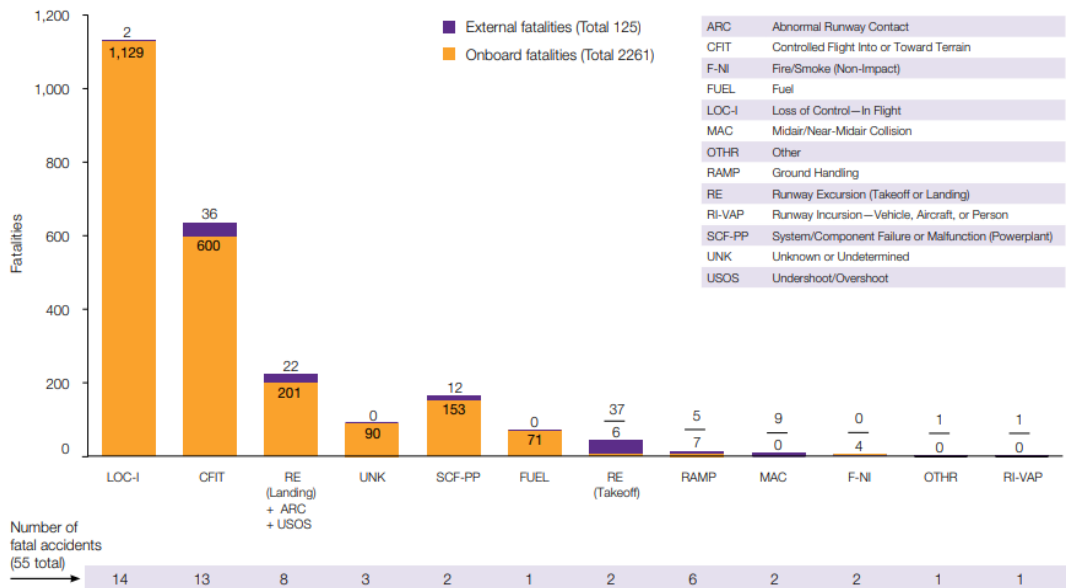


Ilustración 2. Víctimas por categoría de ocurrencia de aviación CAST/ICAO Common Taxonomy Team CICTT. (Boeing, 2018).

Un *hard landing* es un evento no deseado en la que la aeronave soporta una carga de aterrizaje que sobrepasa los límites establecidos por los requerimientos de certificación de categoría de aeronave de transporte de la autoridad certificadora (FSF, 2004).

Las fases de vuelo que requieren mayor participación por parte de la tripulación técnica, son sin duda, la aproximación y aterrizaje, incluso más allá de la asistencia de los sistemas de automatización, navegación, aterrizaje por instrumentos para aproximaciones de precisión y no precisión, debido a que normalmente los pilotos culminan el aterrizaje volando la aeronave de forma manual y necesitan cambiar la actitud de la aeronave en pocos segundos a través de la operación del *landing flare*, que consiste en levantar ligeramente el morro de la aeronave con el propósito de reducir el régimen de descenso y la aceleración vertical al contacto con el terreno, aterrizando la aeronave sobre los trenes principales primero para un aterrizaje suave y seguro (Wang, Ren, Wu, 2017).

Los trabajos de investigación acerca de la operación del *landing flare* han logrado demostrar su importancia y han tratado de descubrir los factores que conllevan a un *flare* perfecto de una manera cualitativa. Sin embargo, se ha encontrado muy poca información acerca del *landing flare* basada en vuelos reales. (Wang et al., 2017).

En base a lo expuesto, el objetivo del presente estudio es hallar los parámetros de mayor relevancia que caracterizan los incidentes *hard landing*, analizando su desarrollo desde el punto inicial de la operación del *landing flare* hasta el contacto con el terreno sobre los trenes de aterrizaje principales.

Estudios acerca de accidentes que involucran las fases de aproximación y aterrizaje revelaron que las condiciones de viento adversas, tales como fuertes vientos cruzados, vientos de cola o vientos cortantes, fueron factores contribuyentes en cerca del 33% de ALAs e incidentes serios a nivel mundial entre 1994 y 1997. Como resultado, se recomendaron ciertas técnicas de aproximación con viento cruzado, conforme a la Ilustración 3, que incluyen alas niveladas (*Crabbed approach*) y derrape constante (*Sideslip approach*), que pueden ser ejecutadas considerando factores de frenado de la pista de aterrizaje y geometría de la aeronave, autoridad de banqueo y guiñada e intensidad del viento cruzado. De acuerdo con la técnica de aproximación utilizada, en el punto de inicio del *flare* se pueden utilizar técnicas de alineamiento completo o parcial con la pista o manteniendo las alas niveladas hasta que el tren principal tome contacto con el terreno (FSF ALAR Tool Kit, 2009).

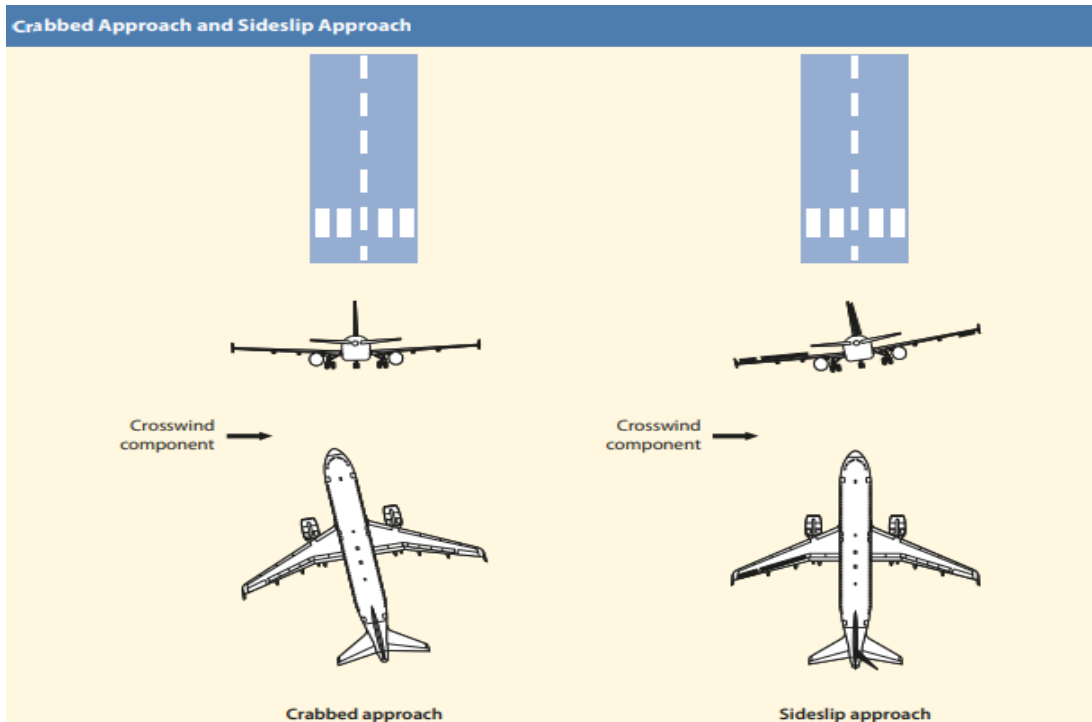


Ilustración 3. Técnicas de aproximación Alas niveladas y Derrape constante. (FSF ALAR Task Force, 2009).

La FSF ALAR Task Force indica que se debe tener en cuenta las capacidades de aterrizaje para el empleo de las técnicas de viento cruzado. Las Ilustraciones 4 y 5 muestran las limitaciones dado un componente de viento cruzado constante durante el aterrizaje (FSF ALAR Tool Kit, 2009).

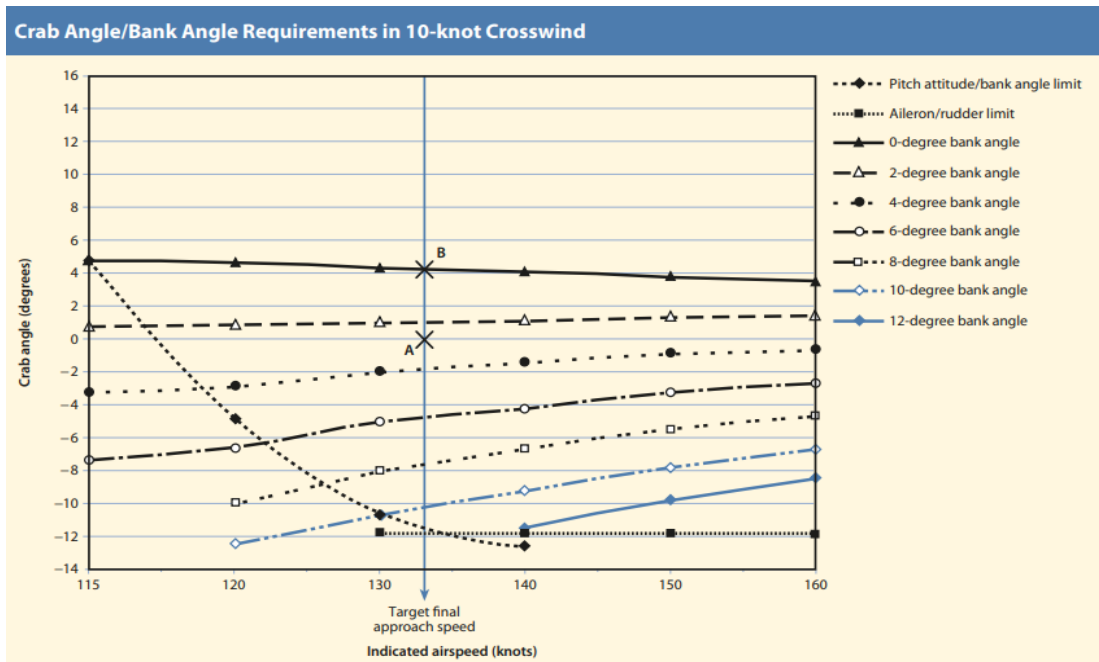


Ilustración 4. Requerimiento de ángulo de guiñada/banqueo con 10 nudos de viento cruzado. (FSF ALAR Task Force, 2009).

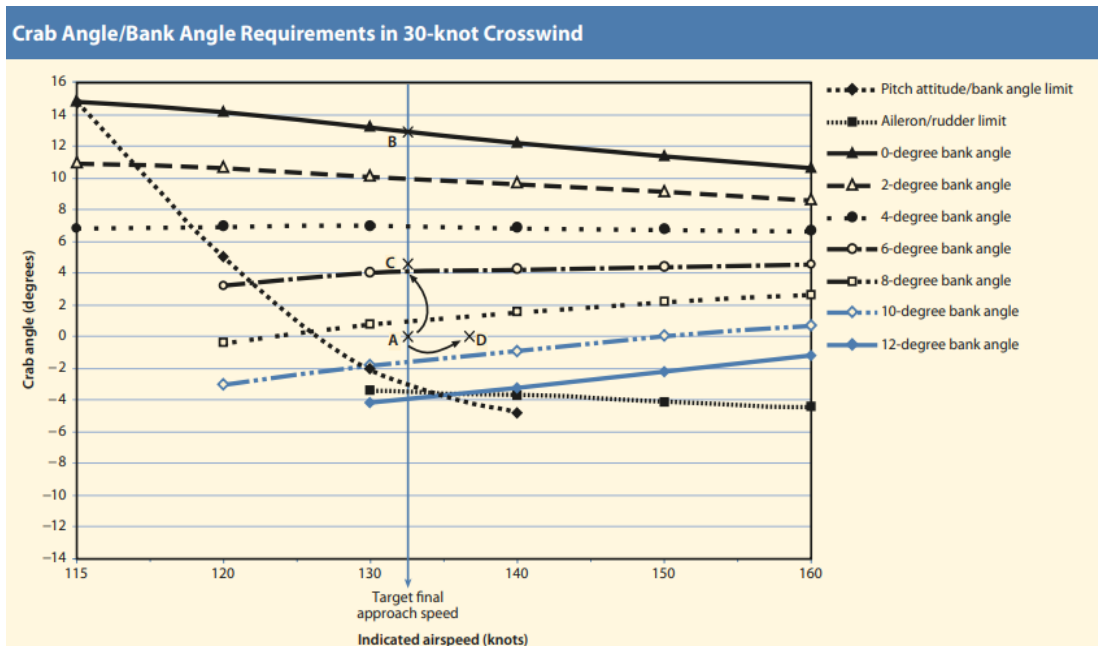


Ilustración 5. Requerimiento de ángulo de guiñada/banqueo con 30 nudos de viento cruzado. (FSF ALAR Task Force, 2009).

## 2.2 Bases teóricas

En principio, las teorías resultantes de los estudios de la operación del *landing flare* son muy escasas. Dado que, con base a las estadísticas y estudios cualitativos de la operación de aterrizaje, se induce que el *landing flare* está relacionado estrechamente con la performance del aterrizaje y la seguridad operacional. En los últimos años se han llevado a cabo estudios enfocados en el análisis del *landing flare*: *long landing* y *hard landing*, basados en datos de vuelo real registrados por *Quick Access Recorder* (QAR) (Wang et al., 2017).

Los documentos de investigación encontrados apuntan a averiguar las características de operación de un incidente *hard landing* con tal de prevenirlas en adelante (Wang et al. 2014).

Las muestras de los incidentes *hard landing* en aeronaves Boeing 737-800 de las investigaciones encontradas al presente, fueron adaptadas a los objetivos del estudio, agrupando vuelos que resultaron tener una aceleración vertical relativamente mayores que otros, ajustando el

modelamiento del estudio determinando un umbral de 1.4 G para los eventos catalogados como *hard landing* (Wang et al. 2014).

La presente pesquisa recolecta información de la materia debido a la facilidad de acceso a la información como personal de seguridad operacional de una línea aérea comercial local, en la que se observó el desarrollo de una tendencia sobre incidentes *hard landing* durante un periodo de tiempo de dos años, 2017 y 2018, en el tipo de aeronave Boeing 737-500 en la estación Arequipa, Perú.

En entrevista con personal clave de seguridad operacional de la línea aérea, se señala la función de los indicadores de performance de seguridad operacional (Safety Performance Indicators, SPI), indicadores controlados según el Nivel Aceptable de Seguridad Operacional (NASO) como parte de su sistema gestión de seguridad operacional (SMS), los cuales sirven para medir la performance operacional versus la meta planteada y promover la mejora continua, que consiste en reducir sus indicadores en 5% anualmente con respecto al año anterior (Doc. 9859, Organización de Aeronáutica Civil Internacional [OACI], 2013). Los incidentes *hard landing* forman parte del NASO. Los indicadores de operación de vuelo son monitoreados con el apoyo del Programa de análisis de datos de vuelo (FDA).

La vasta mayoría de literatura referente a un incidente de durante la fase de aterrizaje se toma desde una actitud reactiva, generalmente resultado de investigaciones de incidentes o accidentes, modelos o experimentos (Wang et al., 2014).

El estudio de los incidentes *hard landing* en la flota B737-500 persigue un interés de afrontar la problemática desde la perspectiva predictiva, que permita sugerir información sustancial y objetiva con base al estudio de datos de vuelo real.



Dado que los vuelos estudiados conforman información real de los vuelos realizados en el aeropuerto SPQU-AREQUIPA/INTL Alfredo Rodríguez Ballón, las conclusiones del presente estudio buscan ser material proactivo y/o predictivo para la prevención de probables futuros eventos en campos de similares características.

El aeropuerto de Arequipa posee una elevación de 2560.05M/8400FT, con una pista asfaltada de 2980 metros de largo por 45 de ancho. El designador de pista es 10/28, posee un número de clasificación de pavimento (PCN) de 39/F/B/X/T, inclinación de aproximadamente 2.0% UPSLOPE en los primeros 680 m de la pista 10 y temperatura referencial de 22.6°C (NOV). (Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial, CORPAC S.A, 2019; AIP-PERÚ, AD2 SPQU-3, 2014).

Pilotos que han aterrizado en dicho aeropuerto, aseguran que el factor de la densidad del aire en campo de altura afectaría la performance de vuelo de la aeronave, haciendo necesario adoptar técnicas adicionales durante la aproximación final y aterrizaje.

### 2.3 Definición de términos básicos

A continuación, se detallan las definiciones y abreviaturas utilizadas en el presente estudio

#### 2.3.1 Abreviaturas

Las siguientes abreviaturas, siglas y acrónimos, para efectos de este estudio, tendrán el significado que se indica:

- Safety Performance Indicator (SPI): Indicadores de performance de seguridad operacional.
- NASO: Indicadores del Nivel aceptable de seguridad operacional.
- OACI: Organización de Aviación Civil Internacional.
- Approach and landing accidents (ALAs): Accidentes de aproximación y aterrizaje.
- $H_0$ : Hipótesis nula

- H<sub>1</sub>: Hipótesis alterna

### 2.3.2 Definiciones

Se proporcionan las siguientes definiciones empleadas en el desarrollo del estudio:

- Hard landing: Aterrizaje desplomado; aterrizaje duro; operación de aterrizaje violento en que las cargas generadas producen tensiones excesivas en la estructura de la aeronave, pudiendo provocarles daños.
- Safety Management System (SMS): Sistema de gestión de la seguridad de las operaciones; administración de recursos de la organización o corporativos de las técnicas y procedimientos para la mejora en la seguridad de las operaciones.
- Flare: Rotación o restablecimiento de aterrizaje; durante la operación de aterrizaje, es el enderezamiento (o rotación) de toma de contacto con la pista; término aplicable a la operación tanto de aviones como de helicópteros.
- Long landing: Evento en el cual la distancia de contacto con el terreno de la aeronave excede el área estándar destinada para el primer contacto del aterrizaje.
- Número de clasificación de pavimento (PCN): Número de clasificación del pavimento (u hormigón); código expresa el valor de sustento de superficie de pista para la operación terrestre de las aeronaves, debiendo correlacionarse con el valor de clasificación de la aeronave.
- MiniQAR MK III: Dispositivo registrador de datos de vuelo de acceso rápido.
- Raw data: Datos o información provenientes directamente desde un sensor remoto.
- Velocidad indicada (Indicated airspeed): Velocidad indicada; velocidad que se lee directamente del velocímetro, producto de los diferenciales de presión que toman los tubos pitot comparados con un patrón de presión estática.
- Velocidad calibrada (CAS): Es una velocidad expresada en función de las presiones dinámicas del fluido, no es una velocidad de lectura en el

velocímetro sino se obtiene por medios analíticos, corregida por error de posición y error del instrumento.

- Velocidad verdadera (TAS): Velocidad que realmente tiene la aeronave respecto al aire. Es la velocidad calibrada corregida por altitud y temperatura no estándar.
- Velocidad sobre el terreno (Ground speed): Velocidad de la aeronave respecto a la tierra; velocidad de traslación horizontal comparada a una posición terrestre, resultado de la velocidad aérea corregida por la intensidad del vector de viento.
- Régimen de descenso (Descent rate): Velocidad vertical; respecto a la operación de una aeronave, es el rango de velocidad con la que una aeronave asciende o desciende, medido en pies por minuto.
- Ángulo de cabeceo (Pitch angle): Actitud de ángulo de ataque, actitud de cabeceo; dícese de la posición angular de la aeronave en relación con su eje longitudinal.
- Ángulo de alabeo (Roll angle): Movimiento angular o de rotación de la aeronave sobre su eje longitudinal, actuación que es controlada en vuelo mediante la deflexión de alerones.
- Ángulo de ataque (Angle of attack): Ángulo formado entre la dirección del flujo del viento relativo y la línea cuerda del ala.
- Palanca de control (Control column): Columna de mando; dispositivo que permite al piloto controlar el timón de profundidad (actitud de cabeceo) de la aeronave.
- Volante de mando (Control wheel): Volante de mando que permite controlar las actuaciones de los alerones (actitud de alabeo).
- Superficie del alerón izquierdo/derecho (Surface aileron left hand/right hand): Superficie de control, situada en el borde de fuga de la estructura alar, que controla la actuación del movimiento angular respecto del eje longitudinal de la aeronave, o alabeo.
- Posición del acelerador del motor 1/motor 2 (Engine 1/Engine 2 throttle position): Posición de los aceleradores que controlan el empuje de los motores a reacción 1 y 2, medido en grados.
- Control de posición del freno aerodinámico (Speed brake handle): Control de accionamiento del freno aerodinámico.

- Freno aerodinámico (Speed brake): Freno aerodinámico; sistema de control (comando) en el que ocurre una deflexión de las superficies desde el extradós del ala, rompiendo la capa límite y produciendo un aumento de la resistencia parásita, lo que genera una pérdida de velocidad.
- Superficie del flap (Surface flap): Superficie desplegable hipersustentadora de borde de fuga; sistema que una vez desplegado genera el efecto de ampliar la superficie alar con el consiguiente aumento de la fuerza de sustentación del perfil. Sistema accionado a bajas velocidades (aproximación, aterrizaje y despegue) para producir la sustentación necesaria.
- Timón de profundidad izquierdo/derecho (Surface elevator left hand/right hand): Superficie aerodinámica de mando que controla el movimiento o actitud de cabeceo o ángulo de ataque de la aeronave.
- Timón de dirección (Surface rudder): Timón; superficie de control aerodinámico situada en el empenaje de la aeronave. El término aplica, principalmente, al timón de dirección situado en el conjunto de estabilizador vertical. (De Santis, Augusto J. 2013).
- Media: Calcula medias de subgrupo y estadísticos univariados relacionados para variables dependientes, dentro de las categorías de una o más variables independientes.
- Varianza muestral ( $S^2$ ): Es la desviación de una observación con respecto a la media y puede asumir valores positivos o negativos dependiendo si el valor  $x$  se encuentra por encima o por debajo de la media.
- Desviación estándar (SD): Cuantifica la dispersión de los datos con respecto a la media.
- Hipótesis estadística: Es una afirmación respecto a alguna característica de la población en estudio que se formula para ser sometida a la denominada prueba de hipótesis, para ser aceptada o rechazada.
- Descriptivos: Proporciona estadísticas de resumen para varias variables en una única tabla, y calcula valores tipificados.
- Estadística descriptiva: Es una ciencia que analiza series de datos y trata de extraer conclusiones sobre el comportamiento de estas variables.
- Variable: Es una característica de interés.

- Variables cualitativas (categóricas): No se pueden medir numéricamente. Pueden ser nominal (sin jerarquía) y ordinal (con jerarquía).
- Variables cuantitativas: Tienen valor numérico. Se pueden clasificar en discretas o continuas.
- Discretas: Solo pueden tomar valores enteros.
- Continuas: Pueden tomar cualquier valor real dentro de un intervalo.
- Parámetro: Es una medida que resume y describe a una característica de la población; su valor se calcula usando todos los datos de la población.
- Análisis de varianza de un factor (one-way ANOVA): Genera un análisis de varianza de un factor para una variable dependiente cuantitativa, respecto a una única variable de factor (la variable independiente). Se utiliza para contrastar la hipótesis de que varias medias son iguales. Para determinar que medias difieren se utilizan los contrastes a priori y las pruebas post-hoc.
- Pruebas de post-hoc: Duncan, LSD, Bonferroni, Student-Newman\_Keuls, Scheffe, prueba alterna de Tukey, Tukey-HSD, Sidak, Gabriel, hochberg, Tamhane, Dunnett T3, Waller-Duncan y otros.
- Modelo lineal general: Este modelo permite llevar a cabo ANOVAS de un factor o cualquier otro tipo de ANOVA.
- Análisis de varianza de dos factores (two-way ANOVA): Este procedimiento estadístico permite realizar un análisis de varianza con más de un factor, incluyendo factores de efectos fijos y aleatorios.
- Medidas repetidas: Analiza grupos de variables dependientes relacionadas, que presentan diferentes medidas del mismo atributo. Permite definir uno o varios factores intra-sujetos, donde cada factor constituye un nivel dentro del factor precedente.
- Scheirer Ray Hare: Prueba estadística no paramétrica, utilizada para evaluar si una medida es afectada por uno o más factores.
- Logística binaria: Es útil cuando se desea predecir la presencia o ausencia de una característica o resultado, según los valores de un conjunto de variables predictoras. Es similar a un modelo de regresión lineal, pero está adaptada a modelos en los que la variable dependiente es dicotómica.
- Bondad de ajuste de modelo: Representa la proporción de varianza explicada de la variable de criterio, a partir de la predictora.

- Análisis de regresión: Es el estudio que se realiza con el propósito de hacer predicciones. El objetivo es el desarrollo de un modelo estadístico que pueda ser utilizado para predecir valores de una variable dependiente.
- Coeficiente de correlación lineal de Pearson ( $r$ ): Permite obtener los índices de asociación lineal con variables cuantitativas; asimismo, permite evaluar la existencia de las relaciones lineales entre variables.
- Supuesto de normalidad: Asunción de que un conjunto de datos puede ser modelado por una distribución normal.
- Grados de libertad ( $gl$ ): Los grados de libertad de un estadístico calculado en base a “ $n$ ” datos, se refiere al número de cantidades independientes que se necesitan en su cálculo, menos el número de restricciones que ligan a las observaciones y el estadístico ( $n-1$ ).
- Esfericidad: El supuesto de esfericidad se refiere a la igualdad de varianza de las diferencias entre los niveles del factor de medidas repetidas.
- Sensibilidad: Es el porcentaje de casos correctamente predichos de presentar el resultado observado (verdaderos positivos).
- Especificidad: Es el porcentaje de casos que fueron predichas correctamente de no presentar el resultado observado (verdaderos negativos). (Devore, Jay L. 2016).

## **CAPÍTULO III**

### **METODOLOGÍA**

En este capítulo se describe el proceso de obtención de los datos, la organización de los parámetros de vuelo, la determinación del evento de la investigación y la estructura de los análisis basados en los métodos estadísticos empleados para el estudio.

#### 3.1 Material

En el presente apartado se describe la clasificación de los grupos de aterrizaje, el proceso de obtención de los datos de vuelo, el criterio de selección de los parámetros de vuelo, el enfoque y la determinación del evento *hard landing* para efectos de la investigación.

##### 3.1.1 Recolección de Datos del MiniQAR y procesamiento

De los datos obtenidos del MiniQAR se dividieron las muestras obtenidas en dos grupos con 5 muestras *normal landing* (Grupo 1) y 5 muestras *hard landing* (Grupo 2). Ambos grupos son tratados como muestras independientes. Los parámetros utilizados fueron programados usando Visual Basic for Applications (VBA) y obtenidos del Programa de Análisis de Datos de Vuelo (FDAP, por sus siglas en inglés), el cual es un proceso que parte con el registro de datos de múltiples parámetros de vuelo, a través del MiniQAR MK III, cuya instalación ha sido implementada

de acuerdo con la demanda y requerimientos por parte de los entes regulatorios del operador, el cual permite un almacenamiento de datos de acuerdo con la capacidad de memoria SD. El tipo de aeronave de la investigación utiliza un dispositivo con capacidad de 2 Gb. El procesamiento de la data se realiza con el programa AVSCAN para correr los datos encriptados de la memoria microSD. La utilización de un programa de análisis de datos de vuelo está estipulada en las Regulaciones Aéreas del Perú para una categoría de aeronaves con un peso bruto mayor a 27,000 kg. (RAP 121 – Requisitos de Operación Nacionales e Internacionales, Regulares y No Regulares).

El patrón de vuelo en la fase final de aproximación normalmente sigue una senda de planeo de 3° y los movimientos sobre su eje longitudinal son limitados. Habiendo dicho esto, el estudio se concentrará en los movimientos sobre su eje transversal y parámetros verticales. Se extrajeron 18 columnas de datos relevantes originales del AVSCAN de cada vuelo. El *flare height* y *flare time* fueron calculados con VBA. Se seleccionaron 20 parámetros de vuelo como se muestran en la Tabla 1. Los parámetros seleccionados cubren los parámetros operacionales y de vuelo en las fases críticas de aproximación visual y aterrizaje manual de la aeronave, desde el punto inicial de operación del *landing flare* hasta el punto de contacto con el terreno sobre el tren principal de aterrizaje. El estudio se enfoca en la operación del piloto por debajo de los 250 pies de altura con respecto a la elevación del aeropuerto, en especial la operación del *flare*, que es materia principal del análisis.

Tabla 1.  
*Selección de parámetros*

Clasificación de parámetros	Nombre	Nombre de parámetro en miniQAR	Unidades
Cinemática y Performance	Flare height	ALTrad	Feet
	Flare time	/	Second
	Groundspeed	NAVgndspd	Knot
	Indicated Airspeed	IAS	Knot
	Descent rate	VerticalSpeed	Feet/minute
	Vertical Acceleration	ACCvert	g



Parámetros Operacionales	Throttle lever angle	ENG 1/ENG 2 throtpos	Degree
	Control column	CTLcolumn	Degree
	Control wheel	CTLwheel	Degree
	Speed brake handle		
	position	CTLspdbrk	Degree
Actitud y Configuración	Flap	SFCflap	Degree
	Aileron	SFCalrn LH/RH	Degree
	Elevator	SFCElev LH/RH	Degree
	Rudder	SFCrudder	Degree
	Pitch angle	ATTpitch	Degree
	Roll angle	ATTroll	Degree
	Angle of attack	AOA	Degree

**Nota.** Los parámetros seleccionados fueron descifrados y extraídos a través del software AVSCANflight. Fuente: Adaptado de “An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Fight QAR Data”, de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 2-3.

La altura del *flare* (*flare height*) es referido como el punto inicial en el que el piloto empieza la operación del *flare* y el tiempo del *flare* (*flare time*) es el tiempo de vuelo de la aeronave que toma desde el punto inicial del *flare* hasta el punto de primer contacto con el terreno. El punto inicial del *flare* en este estudio supera el valor estándar de la altura del *flare* de la mayoría de los manuales de vuelo. Otros estudios relacionados al análisis del *hard landing* también respaldan esta teoría. Esto se logra debido a que los datos registrados por el MiniQAR permiten observar cualquier cambio en la entrada de la palanca de control (*Control Column*), causando que se pueda calcular valores más ajustados a la operación real del *flare* en este tipo de aeronave. La variable *Vertical Acceleration* al contacto con el terreno es el parámetro a partir del cual se determina el *hard landing*. Este último, significa el valor máximo de la aceleración vertical cuando el tren principal de aterrizaje toca el terreno. Basados en los datos registrados por el MiniQAR y las medidas de prevención utilizados por la compañía y la industria aeronáutica, se establece el umbral para la determinación de un evento *hard landing* a partir de 1.8 G en esta investigación. Dicha práctica obedece a la necesidad de incrementar el margen de seguridad operacional y la consciencia situacional por parte de los pilotos para ayudar a reducir la tasa de incidentes *hard landing*.

## 3.2 Método

Los métodos estadísticos fueron elegidos con base en las características de estructuración de los datos de vuelo a partir de la programación en VBA para cada parámetro seleccionado. El presente estudio consta las siguientes partes:

### 3.2.1 Análisis Estadístico por Parámetro

Primero, se realiza el análisis de los parámetros de performance de vuelo con el propósito de observar el cambio dinámico de las variables de los parámetros de performance de vuelo en la fase final de aproximación y aterrizaje y sus diferencias entre los grupos. Se emplea el proceso de análisis multivariante del modelo lineal general para comparar las diferencias de las variables en ambos grupos.

Segundo, con el objetivo de encontrar las características operacionales de un *hard landing* y su correlación con la performance de aterrizaje, se utiliza análisis de la varianza para encontrar las diferencias en la operación del landing flare entre los grupos de normal y *hard landing*. Se emplea el análisis de varianza univariante (One-way ANOVA) para evaluar los parámetros de vuelo que están sujetos a distribución normal y el método no paramétrico U de Mann-Whitney para variables no paramétricas.

El procesamiento de análisis por parámetro se muestra en el subcapítulo 4.1. Los resultados por parámetro del análisis estadístico se muestran en el subcapítulo 5.1. Los análisis de los resultados de performance y operación de vuelo se discutirán en los subcapítulos 6.1 y 6.2 respectivamente.

### 3.2.2 Modelamiento Logístico

Finalmente, con el objetivo de predecir un incidente *hard landing*, se desarrolla el modelo de regresión logística. La ocurrencia de un *hard landing* se define para esta investigación como una variable categórica nominal dicotómica, en donde se le asigna el valor 1 si ocurrió y 0 si no ocurrió. El incidente *hard landing* se juzga con el parámetro de aceleración vertical. Además, se toman los datos de los 17 parámetros en

dos tiempos diferentes, en el punto inicial del *flare* y en el punto de contacto con el terreno. Se empleará el método avanzar por pasos (Wald) para elegir las variables de predicción. Se efectuarán la prueba de razón de verosimilitud (diferencia de chi cuadrado) entre cada paso para determinar automáticamente que variables agregar o quitar del modelo.

El procesamiento del modelo logístico se muestra en el subcapítulo 4.2. Los resultados del modelamiento de regresión logística se muestran en el subcapítulo 5.2. Se revisará y discutirá la efectividad del modelo logístico en el subcapítulo 6.3.

## CAPÍTULO IV

### DESARROLLO

La diferencia entre 19 parámetros se obtuvo a través de la compilación, programación y procesamiento sistematizado de 10 muestras de datos registrados por el MiniQAR en la ruta Lima – Arequipa, Perú, a través de la herramienta de Excel VBA. Dichas muestras fueron divididas en dos grupos con 5 muestras de *normal landing* (Grupo 1) y 5 muestras de *hard landing* (Grupo 2), de acuerdo con la Tabla 2.

Tabla 2.

*Resumen de factores inter-sujetos*

		N
Grupo de aterrizaje	Hard landing	5
	Normal landing	5

**Fuente:** Adaptado de “An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Flight QAR Data”, de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 3.

El análisis del vuelo en la fase final de aterrizaje de la aeronave fue dividida en 5 fases de vuelo (250-200-150-100-50-0 pies), midiendo y comparando los parámetros de vuelo seleccionados en cada fase, conforme a la Tabla 3. Debido a la naturaleza dinámica del vuelo, se analizaron las diferencias del promedio aritmético de los parámetros seleccionados en cada fase.

Tabla 3.

*Resumen de factores intra-sujetos*

Fases_de_vuelo	Variable dependiente
1	Fase_250_200
2	Fase_200_150
3	Fase_150_100
4	Fase_100_50
5	Fase_50_0

**Fuente:** Adaptado de “An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Flight QAR Data”, de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 3.

En la Tabla 4 se muestran la totalidad de casos procesados para cada variable en el análisis de varianza.

Tabla 4.

*Resumen de procesamiento de casos*

Grupo de aterrizaje	Casos						
	Válido		Perdidos		Total		
	N	Porcentaje	N	Porcentaje	N	Porcentaje	
250-200	Hard landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
	Normal landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
200-150	Hard landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
	Normal landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
150-100	Hard landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
	Normal landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
100-50	Hard landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
	Normal landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
50-0	Hard landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%
	Normal landing	5	100,0%	0	0,0%	5	100,0%

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los datos de las variables seleccionadas fueron sometidos a pruebas estadísticas descriptivas y normalidad. Las diferencias entre las variables fueron analizadas a través de ANOVA de dos factores con medidas repetidas del modelo lineal general, verificando el cumplimiento de los supuestos de esfericidad e igualdad de varianzas para los datos sujetos a distribución normal, y Scheirer Ray Hare y/o U de Mann-Whitney para medidas no paramétricas en SPSS y Real Statistics Resource Pack en Excel.

#### 4.1 Procesamiento del Análisis Estadístico por Parámetro

En el presente apartado se establece el planteamiento de las hipótesis divididas por Factor Grupo de Aterrizaje, Factor Fases de Vuelo e Interacción entre Fases de Vuelo y Grupos de Aterrizaje para cada uno de los parámetros de performance de vuelo. Para los parámetros *Flare Height* y *Flare Time* se establecen las hipótesis por Factor Grupo de Aterrizaje.

Las hipótesis se prueban usando un nivel de significancia de 0.05 ( $\alpha$ ) para hallar diferencias entre las categorías del Factor Grupo de Aterrizaje, diferencias entre el Factor Fases de Vuelo y diferencias debido a la Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje para cada parámetro que se muestra a continuación:

##### 4.1.1 *Ground speed*

###### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : *Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de velocidad sobre el terreno*

$H_1$ : *Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : *Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de velocidad sobre el terreno*

$H_1$ : *Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : *No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

$H_1$ : *Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

##### 4.1.2 *Indicated Airspeed*

###### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de velocidad aérea indicada

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de velocidad aérea indicada

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.3 Descent Rate

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de régimen de descenso

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de régimen de descenso

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.4 Pitch Angle

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de ángulo de cabeceo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de ángulo de cabeceo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.5 Roll Angle

##### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de ángulo de alabeo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de ángulo de alabeo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.6 Angle of Attack

##### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de ángulo de ataque

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de ángulo de ataque

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.7 Control Column

##### a) Planteamiento del problema

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de palanca de control



$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de palanca de control

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.8 Control Wheel

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de volante de mando

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de volante de mando

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.9 Engine 1 Throttle Position

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de posición del acelerador del motor 1

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de posición del acelerador del motor 1

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.10 Engine 2 Throttle Position

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de posición del acelerador del motor 2*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Factor Fases de Vuelo:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de posición del acelerador del motor 2*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.11 Control Speed Brake

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de posición del control del freno aerodinámico*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Factor Fases de Vuelo:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de posición del control del freno aerodinámico*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.12 Surface Elevator Left Hand

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie del elevador izquierdo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie del elevador izquierdo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.13 Surface Elevator Right Hand

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie del elevador derecho

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie del elevador derecho

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.14 Surface Aileron Left Hand

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie del alerón izquierdo

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie

*del alerón izquierdo*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.15 Surface Aileron Right Hand

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie del alerón derecho*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Factor Fases de Vuelo:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie del alerón derecho*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.16 Surface Flap

a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie de flap*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Factor Fases de Vuelo:

*H<sub>0</sub>: Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie de flap*

*H<sub>1</sub>: Al menos hay una desigualdad de promedios*

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

*H<sub>0</sub>: No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

*H<sub>1</sub>: Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje*

#### 4.1.17 Surface Rudder

##### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de superficie de timón de dirección

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Factor Fases de Vuelo:

$H_0$ : Los grupos de fases de vuelo poseen igual promedio de superficie de timón de dirección

$H_1$ : Al menos hay una desigualdad de promedios

- Interacción entre Fases de Vuelo y Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : No hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

$H_1$ : Hay interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje

#### 4.1.18 Flare Height

La hipótesis se prueba usando un nivel de significancia de 0.05 ( $\alpha$ ) para hallar diferencias entre categorías del Factor Grupo de Aterrizaje en el punto inicial de operación del *flare*.

##### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de altura de inicio de operación del *flare*

$H_1$ : Hay desigualdad de promedios

#### 4.1.19 Flare Time

La hipótesis se prueba usando un nivel de significancia de 0.05 ( $\alpha$ ) para hallar diferencias entre categorías del Factor Grupo de Aterrizaje en el tiempo de operación del *flare*.

##### a) Planteamiento de hipótesis

- Factor Grupo de Aterrizaje:

$H_0$ : Los grupos de aterrizaje poseen igual promedio de tiempo de operación del *flare*

$H_1$ : Hay desigualdad de promedios

#### 4.2 Procesamiento del Modelo Logístico

Los datos de las 18 variables originales del AVSCAN fueron extraídos a través de la compilación y automatización del procesamiento en VBA de 89 muestras de datos registrados por el MiniQAR. La totalidad de los casos seleccionados fueron incluidos en el análisis, 84 muestras para el grupo de aterrizaje *normal landing* y 5 muestras para el grupo de aterrizaje *hard landing*. En la elaboración del modelo logístico, los valores de los parámetros en el punto inicial del *flare* y al contacto con el terreno fueron tomadas, incluyendo inicialmente 34 posibles covariables para el análisis de regresión logística binaria, estableciendo como variable dependiente la aceleración vertical, en donde, se asignó el valor “0” y “1” para aquellos valores de aceleración vertical inferiores y superiores a 1.8 G, respectivamente. El método seleccionado para determinar que variables a agregar o quitar del modelo predictivo fue avanzar por pasos: Wald. Así mismo, se efectuaron pruebas de correlación entre las variables para observar su comportamiento entre sí.

## CAPÍTULO V

### RESULTADOS

En este capítulo, se compilan los hallazgos principales de acuerdo con el método y procesamiento de análisis estadístico y modelamiento logístico. La efectividad del modelo es verificada y discutida en el siguiente capítulo.

#### 5.1 Resultados del Procesamiento por Parámetro

En este apartado se muestran los resultados del procesamiento del análisis estadístico por cada uno de los 19 parámetros procesados.

##### 5.1.1 Datos resultantes del parámetro *Ground speed*

Tabla 5.1.1.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,356	5	,037	,773	5	,048
	Normal landing	,282	5	,200*	,884	5	,327
200-150	Hard landing	,230	5	,200*	,866	5	,251
	Normal landing	,221	5	,200*	,922	5	,544
150-100	Hard landing	,272	5	,200*	,842	5	,172
	Normal landing	,181	5	,200*	,940	5	,665
100-50	Hard landing	,313	5	,124	,826	5	,131
	Normal landing	,209	5	,200*	,901	5	,417
50-0	Hard landing	,300	5	,161	,842	5	,171
	Normal landing	,211	5	,200*	,967	5	,854

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.2**  
*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	160,80	4,604	5
	Normal landing	156,20	4,658	5
	Total	158,50	4,994	10
200-150	Hard landing	160,60	4,219	5
	Normal landing	156,40	4,561	5
	Total	158,50	4,696	10
150-100	Hard landing	160,40	5,595	5
	Normal landing	156,40	4,393	5
	Total	158,40	5,190	10
100-50	Hard landing	159,80	6,380	5
	Normal landing	156,00	4,359	5
	Total	157,90	5,527	10
50-0	Hard landing	159,00	5,958	5
	Normal landing	151,60	5,683	5
	Total	155,30	6,734	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.3**  
*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,026	23,301	9	,007	,466	,678	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Landing  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.4**  
*Pruebas de efectos intra-sujetos*

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	75,680	4	18,920	12,326	,000	,606	49,303	1,000



	Greenhouse-Geisser	75,680	1,864	40,595	12,326	,001	,606	22,979	,981
	Huynh-Feldt	75,680	2,712	27,901	12,326	,000	,606	33,433	,998
	Límite inferior	75,680	1,000	75,680	12,326	,008	,606	12,326	,866
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	22,000	4	5,500	3,583	,016	,309	14,332	,816
	Greenhouse-Geisser	22,000	1,864	11,801	3,583	,056	,309	6,680	,555
	Huynh-Feldt	22,000	2,712	8,111	3,583	,034	,309	9,719	,683
	Límite inferior	22,000	1,000	22,000	3,583	,095	,309	3,583	,385
Error (Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	49,120	32	1,535					
	Greenhouse-Geisser	49,120	14,914	3,294					
	Huynh-Feldt	49,120	21,700	2,264					
	Límite inferior	49,120	8,000	6,140					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.5**

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	g l	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	1243779,920	1	1243779,920	10058,062	,000	,999	10058,062	1,000
Aterrizaje	288,000	1	288,000	2,329	,165	,225	2,329	,270
Error	989,280	8	123,660					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	g l	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>

Contraste	57,600	1	57,600	2,329	,165	,225	2,329	,270
Error	197,856	8	24,732					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.1.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,863	7,854 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,022	,863	31,417	,816
Lambda de Wilks	,137	7,854 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,022	,863	31,417	,816
Traza de Hotelling	6,283	7,854 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,022	,863	31,417	,816
Raíz mayor de Roy	6,283	7,854 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,022	,863	31,417	,816

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

## 5.1.2 Datos resultantes del parámetro *Indicated Airspeed*

**Tabla 5.1.2.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,200	5	,200*	,935	5	,627
	Normal landing	,272	5	,200*	,942	5	,680
200-150	Hard landing	,173	5	,200*	,958	5	,794
	Normal landing	,327	5	,086	,888	5	,346
150-100	Hard landing	,167	5	,200*	,961	5	,815
	Normal landing	,270	5	,200*	,916	5	,502
100-50	Hard landing	,224	5	,200*	,919	5	,523
	Normal landing	,272	5	,200*	,942	5	,680
50-0	Hard landing	,189	5	,200*	,962	5	,823
	Normal landing	,243	5	,200*	,922	5	,544

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.2

*Estadísticos descriptivos*

	Grupo de aterrizaje	Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	137,00	3,937	5
	Normal landing	133,80	2,864	5
	Total	135,40	3,658	10
200-150	Hard landing	137,60	3,209	5
	Normal landing	133,20	2,950	5
	Total	135,40	3,718	10
150-100	Hard landing	137,40	4,930	5
	Normal landing	133,80	2,683	5
	Total	135,60	4,195	10
100-50	Hard landing	136,80	5,167	5
	Normal landing	132,80	2,864	5
	Total	134,80	4,467	10
50-0	Hard landing	134,60	5,727	5
	Normal landing	128,20	3,271	5
	Total	131,40	5,542	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.3

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,072	16,912	9	,057	,435	,615	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.4

*Pruebas de efectos intra-sujetos*

Origen	Tipo III de suma de	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial	Parámetro sin	Potencia observada <sup>a</sup>

		cuadrados					cuadrado	centralidad	
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	125,280	4	31,320	25,567	,000	,762	102,269	1,000
	Greenhouse-Geisser	125,280	1,741	71,977	25,567	,000	,762	44,501	1,000
	Huynh-Feldt	125,280	2,461	50,903	25,567	,000	,762	62,925	1,000
	Límite inferior	125,280	1,000	125,280	25,567	,001	,762	25,567	,992
Fases_de_vuelo *	Esfericidad asumida	15,520	4	3,880	3,167	,027	,284	12,669	,760
	Greenhouse-Geisser	15,520	1,741	8,917	3,167	,079	,284	5,513	,482
	Huynh-Feldt	15,520	2,461	6,306	3,167	,055	,284	7,795	,591
	Límite inferior	15,520	1,000	15,520	3,167	,113	,284	3,167	,348
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	39,200	32	1,225					
	Greenhouse-Geisser	39,200	13,924	2,815					
	Huynh-Feldt	39,200	19,689	1,991					
	Límite inferior	39,200	8,000	4,900					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.5

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	904781,520	1	904781,520	12672,010	,000	,999	12672,010	1,000
Aterrizaje	233,280	1	233,280	3,267	,108	,290	3,267	,357
Error	571,200	8	71,400					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.6

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	46,656	1	46,656	3,267	,108	,290	3,267	,357
Error	114,240	8	14,280					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.2.7

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,962	31,433 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,001	,962	125,733	1,000
Lambda de Wilks	,038	31,433 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,001	,962	125,733	1,000
Traza de Hotelling	25,147	31,433 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,001	,962	125,733	1,000
Raíz mayor de Roy	25,147	31,433 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,001	,962	125,733	1,000

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.3 Datos resultantes del parámetro *Descent Rate*

Tabla 5.1.3.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,287	5	,200*	,789	5	,066
	Normal landing	,254	5	,200*	,915	5	,497
200-150	Hard landing	,131	5	,200*	,994	5	,991
	Normal landing	,272	5	,200*	,903	5	,427

150-100	Hard landing	,230	5	,200*	,934	5	,626
	Normal landing	,301	5	,156	,871	5	,270
100-50	Hard landing	,301	5	,156	,913	5	,487
	Normal landing	,303	5	,151	,818	5	,113
50-0	Hard landing	,145	5	,200*	,993	5	,989
	Normal landing	,268	5	,200*	,867	5	,253

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.3.2**

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	-793,40	242,940	5
	Normal landing	-816,20	93,481	5
	Total	-804,80	173,952	10
200-150	Hard landing	-823,20	89,564	5
	Normal landing	-754,00	76,223	5
	Total	-788,60	86,473	10
150-100	Hard landing	-897,80	352,386	5
	Normal landing	-719,80	60,623	5
	Total	-808,80	256,172	10
100-50	Hard landing	-854,20	337,358	5
	Normal landing	-666,40	49,978	5
	Total	-760,30	247,971	10
50-0	Hard landing	-606,80	173,400	5
	Normal landing	-194,60	164,773	5
	Total	-400,70	269,494	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.3.3**

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,027	23,144	9	,007	,380	,509	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.3.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	123088,720	4	307720,430	6,984	,000	,466	27,935	,986
	Greenhouse-Geisser	123088,720	1,520	809929,360	6,984	,013	,466	10,613	,784
	Huynh-Feldt	123088,720	2,037	604394,540	6,984	,006	,466	14,223	,874
	Límite inferior	123088,720	1,000	123088,720	6,984	,030	,466	6,984	,640
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	265607,720	4	66401,930	1,507	,224	,159	6,028	,412
	Greenhouse-Geisser	265607,720	1,520	174771,863	1,507	,256	,159	2,290	,236
	Huynh-Feldt	265607,720	2,037	130420,213	1,507	,251	,159	3,069	,276
	Límite inferior	265607,720	1,000	265607,720	1,507	,254	,159	1,507	,192
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	1410018,160	32	44063,067					
	Greenhouse-Geisser	1410018,160	12,158	115975,309					
	Huynh-Feldt	1410018,160	16,292	86544,392					
	Límite inferior	1410018,160	8,000	176252,270					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.3.5

Pruebas de efectos inter-sujetos

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	25392788,480	1	25392788,480	1667,093	,000	,995	1667,093	1,000
Aterrizaje	339817,680	1	339817,680	22,310	,001	,736	22,310	,984

Error	121854,240	8	15231,780				
-------	------------	---	-----------	--	--	--	--

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.3.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	67963.536	1	67963.536	22.310	.001	.736	22.310	.984
Error	24370.848	8	3046.356					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.3.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	.865	8.041 <sup>a</sup>	4.000	5.000	.021	.865	32.166	.826
Lambda de Wilks	.135	8.041 <sup>a</sup>	4.000	5.000	.021	.865	32.166	.826
Traza de Hotelling	6.433	8.041 <sup>a</sup>	4.000	5.000	.021	.865	32.166	.826
Raíz mayor de Roy	6.433	8.041 <sup>a</sup>	4.000	5.000	.021	.865	32.166	.826

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor



Tabla 5.1.3.8

Comparaciones por parejas

Fases_de_vuelo	(I) Grupo de aterrizaje	(J) Grupo de aterrizaje	Diferencia de medias (I-J)	Desv. Error	Sig. <sup>b</sup>	95% de intervalo de confianza para diferencia <sup>b</sup>	
						Límite inferior	Límite superior
1	Hard landing	Normal landing	22,800	116,412	,850	245,646	291,246
	Normal landing	Hard landing	-22,800	116,412	,850	291,246	245,646
2	Hard landing	Normal landing	-69,200	52,596	,225	190,487	52,087
	Normal landing	Hard landing	69,200	52,596	,225	-52,087	190,487
3	Hard landing	Normal landing	-178,000	159,907	,298	546,746	190,746
	Normal landing	Hard landing	178,000	159,907	,298	190,746	546,746
4	Hard landing	Normal landing	-187,800	152,518	,253	539,507	163,907
	Normal landing	Hard landing	187,800	152,518	,253	163,907	539,507
5	Hard landing	Normal landing	-412,200*	106,975	,005	658,884	165,516
	Normal landing	Hard landing	412,200*	106,975	,005	165,516	658,884

**Nota.** Se basa en medias marginales estimadas

\*. La diferencia de medias es significativa en el nivel .05.

b. Ajuste para varias comparaciones: Bonferroni.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.3.9

Pruebas univariadas

Fases_de_vuelo	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
1	Contraste	1	1299,600	,038	,850	,005	,038	,053
	Error	8	33879,250					
2	Contraste	1	11971,600	1,731	,225	,178	1,731	,213
	Error	8	6915,850					

3	Contraste	79210,00	1	79210,00	1,239	,298	,134	1,239	,166
	Error	511405,600	8	63925,700					
4	Contraste	88172,100	1	88172,100	1,516	,253	,159	1,516	,193
	Error	465234,000	8	58154,250					
5	Contraste	424772,100	1	424772,100	14,847	,005	,650	14,847	,920
	Error	228872,000	8	28609,000					

**Nota.** Cada F prueba los efectos sencillos de Grupo de aterrizaje dentro de cada combinación de niveles de los otros efectos mostrados. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando  $\alpha = .05$

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.3.10

Comparaciones por parejas

Grupo de aterrizaje	(I) Fases de vuelo	(J) Fases de vuelo	Diferencia de medias (I-J)	Desv. Error	Sig. <sup>b</sup>	95% de intervalo de confianza para diferencia <sup>b</sup>	
						Límite inferior	Límite superior
Hard landing	1	2	29,800	76,213	1,000	-262,287	321,887
		3	104,400	189,012	1,000	-619,994	828,794
		4	60,800	181,252	1,000	-633,853	755,453
		5	-186,600	95,974	,878	-554,423	181,223
		2	-29,800	76,213	1,000	-321,887	262,287
	2	3	74,600	134,318	1,000	-440,175	589,375
		4	31,000	133,984	1,000	-482,494	544,494
		5	-216,400	87,703	,389	-552,524	119,724
		3	-104,400	189,012	1,000	-828,794	619,994
		4	-74,600	134,318	1,000	-589,375	440,175
	3	4	-43,600	48,375	1,000	-228,999	141,799
		5	-291,000	157,692	1,000	-895,358	313,358
4		-60,800	181,252	1,000	-755,453	633,853	
2		-31,000	133,984	1,000	-544,494	482,494	

		3	43,600	48,375	1,00 0	- 141,799	228,999
		5	-247,400	147,52 3	1,00 0	- 812,785	317,985
	5	1	186,600	95,974	,878	- 181,223	554,423
		2	216,400	87,703	,389	- 119,724	552,524
		3	291,000	157,69 2	1,00 0	- 313,358	895,358
		4	247,400	147,52 3	1,00 0	- 317,985	812,785
Normal landing	1	2	-62,200	76,213	1,00 0	- 354,287	229,887
		3	-96,400	189,01 2	1,00 0	- 820,794	627,994
		4	-149,800	181,25 2	1,00 0	- 844,453	544,853
		5	-	95,974	,002	- 989,423	- 253,777
	2	1	62,200	76,213	1,00 0	- 229,887	354,287
		3	-34,200	134,31 8	1,00 0	- 548,975	480,575
		4	-87,600	133,98 4	1,00 0	- 601,094	425,894
		5	-	87,703	,002	- 895,524	- 223,276
	3	1	96,400	189,01 2	1,00 0	- 627,994	820,794
		2	34,200	134,31 8	1,00 0	- 480,575	548,975
		4	-53,400	48,375	1,00 0	- 238,799	131,999
		5	-525,200	157,69 2	,104	- 1129,55 8	79,158
	4	1	149,800	181,25 2	1,00 0	- 544,853	844,453
		2	87,600	133,98 4	1,00 0	- 425,894	601,094
		3	53,400	48,375	1,00 0	- 131,999	238,799
		5	-471,800	147,52 3	,126	- 1037,18 5	93,585
	5	1	621,600*	95,974	,002	253,777	989,423
		2	559,400*	87,703	,002	223,276	895,524
		3	525,200	157,69 2	,104	-79,158	1129,55 8
		4	471,800	147,52 3	,126	-93,585	1037,18 5

**Nota.** Se basa en medias marginales estimadas

\*. La diferencia de medias es significativa en el nivel .05.

b. Ajuste para varias comparaciones: Bonferroni.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.3.11

*Pruebas multivariante*

Grupo de aterrizaje	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>	
Hard landing	Traza de Pillai	,489	1,19 <sub>4<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,415	,489	4,777	,183
	Lambda de Wilks	,511	1,19 <sub>4<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,415	,489	4,777	,183
	Traza de Hotelling	,955	1,19 <sub>4<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,415	,489	4,777	,183
	Raíz mayor de Roy	,955	1,19 <sub>4<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,415	,489	4,777	,183
Normal landing	Traza de Pillai	,875	8,71 <sub>3<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,018	,875	34,851	,855
	Lambda de Wilks	,125	8,71 <sub>3<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,018	,875	34,851	,855
	Traza de Hotelling	6,970	8,71 <sub>3<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,018	,875	34,851	,855
	Raíz mayor de Roy	6,970	8,71 <sub>3<sup>a</sup></sub>	4,000	5,000	,018	,875	34,851	,855

**Nota.** Cada F prueba los efectos simples multivariantes de Fases\_de\_vuelo dentro de cada combinación de niveles de los otros efectos mostrados. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

#### 5.1.4 Datos resultantes del parámetro *Pitch Angle*

Tabla 5.1.4.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,348	5	,047	,779	5	,054
	Normal landing	,300	5	,161	,883	5	,325
200-150	Hard landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
	Normal landing	,300	5	,161	,883	5	,325

150-100	Hard landing	,221	5	,200*	,902	5	,421
	Normal landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
100-50	Hard landing	,372	5	,022	,828	5	,135
	Normal landing	,241	5	,200*	,821	5	,119
50-0	Hard landing	,246	5	,200*	,956	5	,777
	Normal landing	,136	5	,200*	,987	5	,967

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	3,20	1,643	5
	Normal landing	2,00	,707	5
	Total	2,60	1,350	10
200-150	Hard landing	2,20	,837	5
	Normal landing	2,00	,707	5
	Total	2,10	,738	10
150-100	Hard landing	2,80	1,304	5
	Normal landing	2,20	,837	5
	Total	2,50	1,080	10
100-50	Hard landing	3,20	1,095	5
	Normal landing	3,00	1,000	5
	Total	3,10	,994	10
50-0	Hard landing	4,80	1,483	5
	Normal landing	5,00	1,581	5
	Total	4,90	1,449	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.3

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,010	29,591	9	,001	,457	,659	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	48,320	4	12,080	13,965	,000	,636	55,861	1,000
	Greenhouse-Geisser	48,320	1,828	26,432	13,965	,001	,636	25,530	,989
	Huynh-Feldt	48,320	2,638	18,317	13,965	,000	,636	36,840	,999
	Límite inferior	48,320	1,000	48,320	13,965	,006	,636	13,965	,904
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	2,800	4	,700	,809	,529	,092	3,237	,230
	Greenhouse-Geisser	2,800	1,828	1,532	,809	,454	,092	1,479	,158
	Huynh-Feldt	2,800	2,638	1,061	,809	,489	,092	2,135	,186
	Límite inferior	2,800	1,000	2,800	,809	,395	,092	,809	,125
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	27,680	32	,865					
	Greenhouse-Geisser	27,680	14,625	1,893					
	Huynh-Feldt	27,680	21,104	1,312					
	Límite inferior	27,680	8,000	3,460					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.5

Pruebas de efectos inter-sujetos

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	462,080	1	462,080	136,307	,000	,945	136,307	1,000
Aterrizaje	2,000	1	2,000	,590	,464	,069	,590	,104
Error	27,120	8	3,390					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.6

Pruebas univariadas

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	,400	1	,400	,590	,464	,069	,590	,104
Error	5,424	8	,678					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.4.7

Pruebas multivariante

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,899	11,149 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,010	,899	44,596	,928
Lambda de Wilks	,101	11,149 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,010	,899	44,596	,928
Traza de Hotelling	8,919	11,149 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,010	,899	44,596	,928
Raíz mayor de Roy	8,919	11,149 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,010	,899	44,596	,928

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

## 5.1.5 Datos resultantes del parámetro *Roll Angle*

Tabla 5.1.5.1

*Pruebas de normalidad*

	Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,350	5	,045	,750	5	,030
	Normal landing	,372	5	,022	,828	5	,135
200-150	Hard landing	,404	5	,008	,768	5	,044
	Normal landing	,237	5	,200*	,961	5	,814
150-100	Hard landing	,221	5	,200*	,902	5	,421
	Normal landing	,300	5	,161	,883	5	,325
100-50	Hard landing	,254	5	,200*	,803	5	,086
	Normal landing	,237	5	,200*	,961	5	,814
50-0	Hard landing	,237	5	,200*	,961	5	,814
	Normal landing	,300	5	,161	,833	5	,146

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.5.2

*Estadísticos descriptivos*

	Grupo de aterrizaje	Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	-,40	3,209	5
	Normal landing	-,20	1,095	5
	Total	-,30	2,263	10
200-150	Hard landing	-,40	1,517	5
	Normal landing	,60	1,140	5
	Total	,10	1,370	10
150-100	Hard landing	,80	1,304	5
	Normal landing	,00	,707	5
	Total	,40	1,075	10
100-50	Hard landing	,40	1,517	5
	Normal landing	-,60	1,140	5
	Total	-,10	1,370	10
50-0	Hard landing	,60	1,140	5



Normal landing	,00	1,225	5
Total	,30	1,160	10

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.5.3

Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,028	22,841	9	,008	,416	,577	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.5.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	3,280	4	,820	,380	,821	,045	1,520	,126
	Greenhouse-Geisser	3,280	1,662	1,974	,380	,653	,045	,632	,096
	Huynh-Feldt	3,280	2,307	1,422	,380	,718	,045	,877	,105
	Límite inferior	3,280	1,000	3,280	,380	,555	,045	,380	,085
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	6,880	4	1,720	,797	,536	,091	3,189	,227
	Greenhouse-Geisser	6,880	1,662	4,140	,797	,449	,091	1,325	,150
	Huynh-Feldt	6,880	2,307	2,983	,797	,482	,091	1,839	,173
	Límite inferior	6,880	1,000	6,880	,797	,398	,091	,797	,124
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	69,040	32	2,157					
	Greenhouse-Geisser	69,040	13,296	5,192					

Huynh-Feldt	69,040	18,454	3,741					
Límite inferior	69,040	8,000	8,630					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.5.5**

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	,320	1	,320	,099	,761	,012	,099	,059
Aterrizaje	,720	1	,720	,224	,649	,027	,224	,070
Error	25,760	8	3,220					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.5.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	,144	1	,144	,224	,649	,027	,224	,070
Error	5,152	8	,644					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.5.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,428	,936 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,512	,428	3,743	,152
Lambda de Wilks	,572	,936 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,512	,428	3,743	,152
Traza de Hotelling	,749	,936 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,512	,428	3,743	,152

Raíz mayor de Roy	,749	,936 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,512	,428	3,743	,152
-------------------	------	-------------------	-------	-------	------	------	-------	------

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.6 Datos resultantes del parámetro *Angle of Attack*

Tabla 5.1.6.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,223	5	,200*	,918	5	,519
	Normal landing	,229	5	,200*	,960	5	,807
200-150	Hard landing	,315	5	,117	,771	5	,046
	Normal landing	,229	5	,200*	,965	5	,843
150-100	Hard landing	,322	5	,098	,782	5	,058
	Normal landing	,280	5	,200*	,835	5	,153
100-50	Hard landing	,292	5	,189	,837	5	,156
	Normal landing	,233	5	,200*	,855	5	,212
50-0	Hard landing	,227	5	,200*	,947	5	,712
	Normal landing	,268	5	,200*	,872	5	,274

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.6.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje	Media	Desv. Desviación	N	
250-200	Hard landing	7,34000	1,465606	5
	Normal landing	6,13200	,737509	5
	Total	6,73600	1,265607	10
200-150	Hard landing	6,10000	1,055936	5
	Normal landing	6,63000	1,154903	5
	Total	6,36500	1,079992	10
150-100	Hard landing	6,88000	,983362	5
	Normal landing	6,38800	1,305190	5
	Total	6,63400	1,119883	10
100-50	Hard landing	7,52000	2,033962	5
	Normal landing	7,37800	1,427592	5
	Total	7,44900	1,658329	10
50-0	Hard landing	7,94000	2,042792	5

Normal landing	8,15400	1,900916	5
Total	8,04700	1,863700	10

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.6.3

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de 250-200 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,310 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
2	La distribución de 200-150 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,841 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
3	La distribución de 150-100 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,548 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
4	La distribución de 100-50 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,841 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
5	La distribución de 50-0 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.6.4

*Rangos*

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0
Normal landing	21	29	28	30	41
Normal landing	24	26	36	40	43
Normal landing	1	9	3	20	33
Normal landing	17	11	5	15	2
Normal landing	25	34	27	44	49
Hard landing	46	7	14	47	50
Hard landing	13	8	16	19	22
Hard landing	10	12	18	6	4
Hard landing	35	32	37	48	45
Hard landing	38	31	39	23	42

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.6.5

*Estadísticos descriptivos*

CUENTA	balanceado				
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0

Normal landing	5	5	5	5	5	25
Hard landing	5	5	5	5	5	25
	10	10	10	10	10	50

MEDIA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Normal landing	17.6	21.8	19.8	29.8	33.6	24.52
Hard landing	28.4	18	24.8	28.6	32.6	26.48
	23	19.9	22.3	29.2	33.1	25.5

VARIANZA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Normal landing	95.8	124.7	220.7	155.2	344.8	196.010
Hard landing	255.3	155.5	147.7	337.3	368.8	235.843
	188.444	128.544	170.678	219.289	317.433	212.500

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.6.6

Prueba Scheirer Ray Hare

ANOVA			Alpha		0.05	
	SS	df	MS	H	p	sig
Filas	48.020	1		0.226	0.635	no
Columnas	1193.000	4		5.614	0.230	no
Inter	348.280	4		1.639	0.802	no
Intra	8823.200	40				
Total	10412.500	49	212.500			

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

5.1.7 Datos resultantes del parámetro *Control Column*

Tabla 5.1.7.1

Pruebas de normalidad

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,241	5	,200*	,821	5	,119
	Normal landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
200-150	Hard landing	,348	5	,047	,779	5	,054
	Normal landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
150-100	Hard landing	,198	5	,200*	,957	5	,787
	Normal landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
100-50	Hard landing	,376	5	,020	,739	5	,023
	Normal landing	,231	5	,200*	,881	5	,314

50-0	Hard landing	,263	5	,200*	,951	5	,747
	Normal landing	,141	5	,200*	,979	5	,928

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.7.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	,00	1,000	5
	Normal landing	-,20	,837	5
	Total	-,10	,876	10
200-150	Hard landing	,20	1,643	5
	Normal landing	-,20	,837	5
	Total	,00	1,247	10
150-100	Hard landing	,60	2,408	5
	Normal landing	,20	,837	5
	Total	,40	1,713	10
100-50	Hard landing	1,40	2,074	5
	Normal landing	,20	,837	5
	Total	,80	1,619	10
50-0	Hard landing	4,20	2,168	5
	Normal landing	4,20	1,924	5
	Total	4,20	1,932	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.7.3

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,200	10,340	9	,339	,672	1,000	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje

Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.7.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	128,320	4	32,080	27,302	,000	,773	109,209	1,000
	Greenhouse-Geisser	128,320	2,687	47,750	27,302	,000	,773	73,370	1,000
	Huynh-Feldt	128,320	4,000	32,080	27,302	,000	,773	109,209	1,000
	Límite inferior	128,320	1,000	128,320	27,302	,001	,773	27,302	,995
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	2,080	4	,520	,443	,777	,052	1,770	,140
	Greenhouse-Geisser	2,080	2,687	,774	,443	,704	,052	1,189	,121
	Huynh-Feldt	2,080	4,000	,520	,443	,777	,052	1,770	,140
	Límite inferior	2,080	1,000	2,080	,443	,525	,052	,443	,091
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	37,600	32	1,175					
	Greenhouse-Geisser	37,600	21,499	1,749					
	Huynh-Feldt	37,600	32,000	1,175					
	Límite inferior	37,600	8,000	4,700					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.7.5

Pruebas de efectos inter-sujetos

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	56,180	1	56,180	7,203	,028	,474	7,203	,653
Aterrizaje	2,420	1	2,420	,310	,593	,037	,310	,078

Error	62,400	8	7,800				
-------	--------	---	-------	--	--	--	--

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor.

Tabla 5.1.7.6

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	,484	1	,484	,310	,593	,037	,310	,078
Error	12,480	8	1,560					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.7.7

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,948	22,815 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,948	91,259	,998
Lambda de Wilks	,052	22,815 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,948	91,259	,998
Traza de Hotelling	18,252	22,815 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,948	91,259	,998
Raíz mayor de Roy	18,252	22,815 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,948	91,259	,998

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

### 5.1.8 Datos resultantes del parámetro *Control Wheel*

Tabla 5.1.8.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.



250-200	Hard landing	,259	5	,200*	,858	5	,222
	Normal landing	,203	5	,200*	,916	5	,503
200-150	Hard landing	,359	5	,034	,735	5	,022
	Normal landing	,292	5	,188	,877	5	,294
150-100	Hard landing	,269	5	,200*	,918	5	,517
	Normal landing	,314	5	,119	,894	5	,379
100-50	Hard landing	,154	5	,200*	,985	5	,958
	Normal landing	,274	5	,200*	,801	5	,083
50-0	Hard landing	,277	5	,200*	,861	5	,233
	Normal landing	,238	5	,200*	,888	5	,348

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.8.2**

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	13,20	7,791	5
	Normal landing	7,20	7,259	5
	Total	10,20	7,772	10
200-150	Hard landing	16,60	9,476	5
	Normal landing	1,60	4,775	5
	Total	9,10	10,609	10
150-100	Hard landing	11,00	16,016	5
	Normal landing	,40	11,149	5
	Total	5,70	14,158	10
100-50	Hard landing	15,80	15,707	5
	Normal landing	3,60	6,107	5
	Total	9,70	12,945	10
50-0	Hard landing	15,60	11,781	5
	Normal landing	7,20	9,935	5
	Total	11,40	11,187	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.8.3**

*Rangos*

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0
Hard landing	41	45	49	50	48
Hard landing	26	14	2	5	24
Hard landing	27	34	18	22	16

Hard landing	44	39	37	32	47
Hard landing	30	43	40	46	42
Normal landing	35	3	1	8	23
Normal landing	29	25	38	31	36
Normal landing	28	19	7	15	33
Normal landing	17	21	6	20	4
Normal landing	11	11	11	11	11

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.8.4

*Estadísticos Descriptivos*

CUENTA	balanceado					
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	5	5	5	5	5	25.000
Normal landing	5	5	5	5	5	25.000
	10	10	10	10	10	50

MEDIA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	33.60	35.00	29.20	31.00	35.40	32.84
Normal landing	24.00	15.80	12.60	17.00	21.40	18.16
	28.80	25.40	20.90	24.00	28.40	25.50

VARIANZA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	69.30	155.50	358.70	336.00	210.80	194.31
Normal landing	95.00	77.20	214.30	81.50	190.30	126.89
	98.62	205.82	331.21	240.00	232.71	212.30

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.8.5

*Prueba Scheirer Ray Hare*

ANOVA	Alpha					sig
	SS	df	MS	H	p	
Filas	2693.78	1		12.689	0.000	yes
Columnas	427.20	4		2.012	0.733	no
Inter	127.12	4		0.599	0.963	no
Intra	7154.40	40				
Total	10402.50	49	212.30			

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.9 Datos resultantes del parámetro *Engine 1 Throttle Position*

**Tabla 5.1.9.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,218	5	,200*	,950	5	,735
	Normal landing	,221	5	,200*	,902	5	,421
200-150	Hard landing	,252	5	,200*	,867	5	,254
	Normal landing	,287	5	,200*	,914	5	,490
150-100	Hard landing	,242	5	,200*	,940	5	,665
	Normal landing	,273	5	,200*	,852	5	,201
100-50	Hard landing	,332	5	,075	,873	5	,278
	Normal landing	,237	5	,200*	,961	5	,814
50-0	Hard landing	,207	5	,200*	,940	5	,663
	Normal landing	,201	5	,200*	,927	5	,576

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.9.2**

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	19,00	3,317	5
	Normal landing	18,20	1,304	5
	Total	18,60	2,413	10
200-150	Hard landing	17,80	3,633	5
	Normal landing	18,20	1,643	5
	Total	18,00	2,667	10
150-100	Hard landing	17,40	4,393	5
	Normal landing	18,40	1,342	5
	Total	17,90	3,107	10
100-50	Hard landing	18,80	2,490	5
	Normal landing	18,60	1,140	5
	Total	18,70	1,829	10
50-0	Hard landing	18,60	5,983	5
	Normal landing	14,40	5,459	5
	Total	16,50	5,836	10

**Fuente:** La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.9.3

Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,000	53,082	9	,000	,288	,348	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.9.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	30,920	4	7,730	,657	,626	,076	2,629	,191
	Greenhouse-Geisser	30,920	1,153	26,809	,657	,459	,076	,758	,116
	Huynh-Feldt	30,920	1,392	22,206	,657	,484	,076	,915	,123
	Límite inferior	30,920	1,000	30,920	,657	,441	,076	,657	,111
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	41,480	4	10,370	,882	,486	,099	3,526	,248
	Greenhouse-Geisser	41,480	1,153	35,965	,882	,388	,099	1,017	,139
	Huynh-Feldt	41,480	1,392	29,790	,882	,404	,099	1,228	,150
	Límite inferior	41,480	1,000	41,480	,882	,375	,099	,882	,132
Error (Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	376,400	32	11,763					
	Greenhouse-Geisser	376,400	9,227	40,795					
	Huynh-Feldt	376,400	11,139	33,790					
	Límite inferior	376,400	8,000	47,050					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.9.5

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	16092,180	1	16092,180	1121,406	,000	,993	1121,406	1,000
Aterrizaje	7,220	1	7,220	,503	,498	,059	,503	,096
Error	114,800	8	14,350					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.9.6

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	1,444	1	1,444	,503	,498	,059	,503	,096
Error	22,960	8	2,870					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.9.7

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,781	4,467 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,066	,781	17,867	,569
Lambda de Wilks	,219	4,467 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,066	,781	17,867	,569
Traza de Hotelling	3,573	4,467 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,066	,781	17,867	,569
Raíz mayor de Roy	3,573	4,467 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,066	,781	17,867	,569

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

- a. Estadístico exacto  
 b. Se ha calculado utilizando alpha = .05  
 Fuente: La aerolínea, 2018  
 Elaborado por: El autor

### 5.1.10 Datos resultantes del parámetro *Engine 2 Throttle Position*

**Tabla 5.1.10.1**  
*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,159	5	,200*	,990	5	,980
	Normal landing	,246	5	,200*	,956	5	,777
200-150	Hard landing	,136	5	,200*	,989	5	,976
	Normal landing	,136	5	,200*	,987	5	,967
150-100	Hard landing	,136	5	,200*	,989	5	,976
	Normal landing	,254	5	,200*	,914	5	,492
100-50	Hard landing	,166	5	,200*	,989	5	,977
	Normal landing	,254	5	,200*	,914	5	,492
50-0	Hard landing	,169	5	,200*	,973	5	,893
	Normal landing	,280	5	,200*	,837	5	,157

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018  
 Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.10.2**  
*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	18,60	2,702	5
	Normal landing	17,20	1,483	5
	Total	17,90	2,183	10
200-150	Hard landing	17,20	3,493	5
	Normal landing	17,00	1,581	5
	Total	17,10	2,558	10
150-100	Hard landing	17,20	3,493	5
	Normal landing	17,40	1,517	5
	Total	17,30	2,541	10
100-50	Hard landing	18,00	2,915	5
	Normal landing	17,40	1,517	5
	Total	17,70	2,214	10

50-0	Hard landing	17,00	5,788	5
	Normal landing	13,60	7,925	5
	Total	15,30	6,783	10

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.10.3

Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,000	59,901	9	,000	,274	,324	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.10.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	42,720	4	10,680	,795	,537	,090	3,181	,226
	Greenhouse-Geisser	42,720	1,095	39,015	,795	,408	,090	,871	,128
	Huynh-Feldt	42,720	1,296	32,960	,795	,425	,090	1,031	,136
	Límite inferior	42,720	1,000	42,720	,795	,399	,090	,795	,124
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	20,320	4	5,080	,378	,822	,045	1,513	,125
	Greenhouse-Geisser	20,320	1,095	18,558	,378	,573	,045	,414	,086
	Huynh-Feldt	20,320	1,296	15,678	,378	,606	,045	,490	,090
	Límite inferior	20,320	1,000	20,320	,378	,556	,045	,378	,085
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	429,760	32	13,430					

Greenhouse-Geisser	429,760	8,760	49,061				
Huynh-Feldt	429,760	10,369	41,447				
Límite inferior	429,760	8,000	53,720				

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.10.5

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	14552,180	1	14552,180	758,716	,000	,990	758,716	1,000
Aterrizaje	14,580	1	14,580	,760	,409	,087	,760	,120
Error	153,440	8	19,180					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.10.6

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	2,916	1	2,916	,760	,409	,087	,760	,120
Error	30,688	8	3,836					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor



Tabla 5.1.10.7

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,837	6,413 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,033	,837	25,654	,732
Lambda de Wilks	,163	6,413 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,033	,837	25,654	,732
Traza de Hotelling	5,131	6,413 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,033	,837	25,654	,732
Raíz mayor de Roy	5,131	6,413 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,033	,837	25,654	,732

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.11 Datos resultantes del parámetro *Control Speed Brake*

Tabla 5.1.11.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,367	5	,026	,684	5	,006
	Normal landing	,261	5	,200*	,859	5	,223
200-150	Hard landing	,367	5	,026	,684	5	,006
	Normal landing	,261	5	,200*	,859	5	,223
150-100	Hard landing	,367	5	,026	,684	5	,006
	Normal landing	,261	5	,200*	,859	5	,223
100-50	Hard landing	,367	5	,026	,684	5	,006
	Normal landing	,261	5	,200*	,859	5	,223
50-0	Hard landing	,308	5	,137	,851	5	,198
	Normal landing	,384	5	,015	,714	5	,013

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.11.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje	Media	Desv. Desviación	N
250-200 Hard landing	4,40	,548	5

	Normal landing	5,80	1,924	5
	Total	5,10	1,524	10
200-150	Hard landing	4,40	,548	5
	Normal landing	5,80	1,924	5
	Total	5,10	1,524	10
150-100	Hard landing	4,40	,548	5
	Normal landing	5,80	1,924	5
	Total	5,10	1,524	10
100-50	Hard landing	4,40	,548	5
	Normal landing	5,80	1,924	5
	Total	5,10	1,524	10
50-0	Hard landing	9,60	6,580	5
	Normal landing	12,40	6,580	5
	Total	11,00	6,377	10

**Fuente:** La aerolínea, 2018  
**Elaborado por:** El autor

**Tabla 5.1.11.3**

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de 250-200 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
2	La distribución de 200-150 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
3	La distribución de 150-100 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
4	La distribución de 100-50 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
5	La distribución de 50-0 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,421 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

**Fuente:** La aerolínea, 2018  
**Elaborado por:** El autor

Tabla 5.1.11.4

Rangos

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0
Hard landing	30.00	30.00	30.00	30.00	49.00
Hard landing	9.00	9.00	9.00	9.00	48.00
Hard landing	9.00	9.00	9.00	9.00	39.00
Hard landing	30.00	30.00	30.00	30.00	30.00
Hard landing	9.00	9.00	9.00	9.00	9.00
Normal landing	24.000	22.000	23.000	25.000	47.000
Normal landing	19.500	19.500	19.500	19.500	40.000
Normal landing	43.000	43.000	43.000	43.000	43.000
Normal landing	9.000	9.000	9.000	9.000	46.000
Normal landing	37.000	37.000	35.000	37.000	50.000

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.11.5

Estadísticos descriptivos

CUENTA	balanceado					
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	5	5	5	5	5	25
Normal landing	5	5	5	5	5	25
	10	10	10	10	10	50
MEDIA						
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	17.40	17.40	17.40	17.40	35.00	20.92
Normal landing	26.500	26.100	25.900	26.700	45.200	30.080
	21.95	21.75	21.65	22.05	40.10	25.50
VARIANZA						
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	132.3	132.3	132.3	132.3	270.5	184.91
Normal landing	186	189.3	177.55	184.95	14.7	185.035
	164.469	163.958	157.781	165.025	155.656	202.602

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.11.6

Prueba Scheirer Ray Hare

ANOVA	Alpha					sig
	SS	df	MS	H	p	
Filas	1048.820	1		5.177	0.023	si
Columnas	2665.500	4		13.156	0.011	si
Inter	4.380	4		0.022	1.000	no
Intra	6208.800	40				

Total 9927.500 49 202.602

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.11.7

Pruebas univariadas

TUKEY HSD; EFECTO DE FILA alpha 0.05

grupo	media	tamaño	gl	q-crit
Hard landing	20.92	25		
Normal landing	30.08	25		
		50	40	2.86

PRUEBA Q

grupo 1	grupo 2	media	SE	q-stat	media-crit	inferior	superior	p	d de Cohen
	Normal landing		2.49	3.67				0.01	
Hard landing	landing	9.16	2	6	7.121	2.038	16.281	3	0.735

**Nota.** Prueba el efecto de Grupo de aterrizaje.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.11.8

Pruebas multivariante

PRUEBA DE DUNN alpha 0.05 0.005

grupo	R-sum	tamaño	R-media	z-crit
250-200	219.50	10	21.950	
200-150	217.50	10	21.750	
150-100	216.50	10	21.650	
100-50	220.50	10	22.050	
50-0	401.00	10	40.100	
		50		1.960

PRUEBA D

grupo 1	grupo 2	R-media	Err est	z-stat	R-crit	p-value
250-200	200-150	0.200	6.383	0.031	12.510	0.975
250-200	150-100	0.300	6.383	0.047	12.510	0.963
250-200	100-50	0.100	6.383	0.016	12.510	0.988
250-200	50-0	18.150	6.383	2.844	12.510	0.004
200-150	150-100	0.100	6.383	0.016	12.510	0.988
200-150	100-50	0.300	6.383	0.047	12.510	0.963
200-150	50-0	18.350	6.383	2.875	12.510	0.004
150-100	100-50	0.400	6.383	0.063	12.510	0.950
150-100	50-0	18.450	6.383	2.891	12.510	0.004
100-50	50-0	18.050	6.383	2.828	12.510	0.005

**Nota.** Prueba el efecto multivariante de Fases de vuelo.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.12 Datos resultantes del parámetro *Surface Elevator Left Hand*

**Tabla 5.1.12.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,180	5	,200*	,960	5	,806
	Normal landing	,195	5	,200*	,923	5	,550
200-150	Hard landing	,307	5	,140	,856	5	,216
	Normal landing	,246	5	,200*	,956	5	,777
150-100	Hard landing	,191	5	,200*	,980	5	,934
	Normal landing	,270	5	,200*	,942	5	,683
100-50	Hard landing	,403	5	,008	,761	5	,038
	Normal landing	,257	5	,200*	,947	5	,719
50-0	Hard landing	,417	5	,005	,688	5	,007
	Normal landing	,267	5	,200*	,893	5	,374

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.12.2**

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,037	21,170	9	,015	,450	,645	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje

Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.12.3**

*Pruebas de efectos intra-sujetos*

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	273,901	4	68,475	17,908	,000	,691	71,630	1,000

	Greenhouse-Geisser	273,901	1,800	152,202	17,908	,000	,691	32,226	,998
	Huynh-Feldt	273,901	2,580	106,171	17,908	,000	,691	46,198	1,000
	Límite inferior	273,901	1,000	273,901	17,908	,003	,691	17,908	,958
Fases_de_vuelo *	Esfericidad asumida	6,554	4	1,639	,429	,787	,051	1,714	,136
Aterrizaje	Greenhouse-Geisser	6,554	1,800	3,642	,429	,639	,051	,771	,104
	Huynh-Feldt	6,554	2,580	2,541	,429	,706	,051	1,105	,117
	Límite inferior	6,554	1,000	6,554	,429	,531	,051	,429	,089
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	122,362	32	3,824					
	Greenhouse-Geisser	122,362	14,397	8,499					
	Huynh-Feldt	122,362	20,638	5,929					
	Límite inferior	122,362	8,000	15,295					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.12.4

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	196,614	1	196,614	22,045	,002	,734	22,045	,983
Aterrizaje	4,446	1	4,446	,499	,500	,059	,499	,096
Error	71,352	8	8,919					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.12.5

Pruebas univariadas

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	,889	1	,889	,499	,500	,059	,499	,096
Error	14,270	8	1,784					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.12.6

Pruebas multivariante

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,847	6,922 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,029	,847	27,690	,765
Lambda de Wilks	,153	6,922 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,029	,847	27,690	,765
Traza de Hotelling	5,538	6,922 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,029	,847	27,690	,765
Raíz mayor de Roy	5,538	6,922 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,029	,847	27,690	,765

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.13 Datos resultantes del parámetro *Surface Elevator Right Hand*

Tabla 5.1.13.1

Pruebas de normalidad

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk				
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.		
250-200	Hard landing		,335	5	,069	,860	5	,228
	Normal landing		,300	5	,161	,883	5	,325
200-150	Hard landing		,473	5	,001	,552	5	,000
	Normal landing		,237	5	,200*	,961	5	,814
150-100	Hard landing		,232	5	,200*	,885	5	,334
	Normal landing		,254	5	,200*	,914	5	,492

100-50	Hard landing	,292	5	,188	,877	5	,294
	Normal landing	,300	5	,161	,908	5	,453
50-0	Hard landing	,292	5	,188	,877	5	,294
	Normal landing	,274	5	,200*	,867	5	,254

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.13.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	-3,2000	2,28035	5
	Normal landing	-3,0000	,70711	5
	Total	-3,1000	1,59513	10
200-150	Hard landing	-3,0000	2,23607	5
	Normal landing	-3,4000	1,14018	5
	Total	-3,2000	1,68655	10
150-100	Hard landing	-1,8000	3,56371	5
	Normal landing	-3,6000	1,51658	5
	Total	-2,7000	2,75076	10
100-50	Hard landing	-,8000	2,38747	5
	Normal landing	-3,0000	1,87083	5
	Total	-1,9000	2,33095	10
50-0	Hard landing	2,2000	2,38747	5
	Normal landing	2,2000	3,11448	5
	Total	2,2000	2,61619	10

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.13.3

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,089	15,555	9	,086	,472	,691	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor



Tabla 5.1.13.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	204,520	4	51,130	21,991	,000	,733	87,966	1,000
	Greenhouse-Geisser	204,520	1,890	108,218	21,991	,000	,733	41,561	1,000
	Huynh-Feldt	204,520	2,766	73,948	21,991	,000	,733	60,822	1,000
	Límite inferior	204,520	1,000	204,520	21,991	,002	,733	21,991	,983
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	11,880	4	2,970	1,277	,299	,138	5,110	,352
	Greenhouse-Geisser	11,880	1,890	6,286	1,277	,305	,138	2,414	,230
	Huynh-Feldt	11,880	2,766	4,295	1,277	,305	,138	3,533	,283
	Límite inferior	11,880	1,000	11,880	1,277	,291	,138	1,277	,170
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	74,400	32	2,325					
	Greenhouse-Geisser	74,400	15,119	4,921					
	Huynh-Feldt	74,400	22,126	3,363					
	Límite inferior	74,400	8,000	9,300					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.13.5

Pruebas de efectos inter-sujetos

Origen	Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	151,380	1	151,380	9,175	,016	,534	9,175	,756
Aterrizaje	8,820	1	8,820	,535	,486	,063	,535	,099

Error	132,000	8	16,500					
-------	---------	---	--------	--	--	--	--	--

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.13.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	1,764	1	1,764	,535	,486	,063	,535	,099
Error	26,400	8	3,300					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.13.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,953	25,477 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,953	101,909	,999
Lambda de Wilks	,047	25,477 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,953	101,909	,999
Traza de Hotelling	20,382	25,477 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,953	101,909	,999
Raíz mayor de Roy	20,382	25,477 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,002	,953	101,909	,999

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.14 Datos resultantes del parámetro *Surface Aileron Left Hand*

**Tabla 5.1.14.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,231	5	,200*	,881	5	,314
	Normal landing	,407	5	,007	,688	5	,007
200-150	Hard landing	,254	5	,200*	,914	5	,492
	Normal landing	,198	5	,200*	,957	5	,787
150-100	Hard landing	,244	5	,200*	,871	5	,272
	Normal landing	,187	5	,200*	,969	5	,870
100-50	Hard landing	,193	5	,200*	,947	5	,715
	Normal landing	,360	5	,033	,767	5	,042
50-0	Hard landing	,200	5	,200*	,946	5	,708
	Normal landing	,224	5	,200*	,912	5	,482

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.14.2**

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de 250-200 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,032 <sup>a</sup>	Rechace la hipótesis nula.
2	La distribución de 200-150 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,016 <sup>a</sup>	Rechace la hipótesis nula.
3	La distribución de 150-100 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
4	La distribución de 100-50 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,151 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
5	La distribución de 50-0 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,222 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.14.3

*Rangos*

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	4	7	11	2	1	
Hard landing	24	26	28	38	30	
Hard landing	25	12	34	40	37	
Hard landing	16.5	13	15	21	10	
Hard landing	16.5	9	8	5	3	
Normal landing	22	42	50	31	27	
Normal landing	33	19	6	18	14	
Normal landing	29	32	35	48	20	
Normal landing	23	39	41	47	36	
Normal landing	49	43	45	46	44	

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.14.4

*Estadísticos Descriptivos*

CUENTA	balanceado					
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	5	5	5	5	5	25
Normal landing	5	5	5	5	5	25
	10	10	10	10	10	50
MEDIA						
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	17.20	13.40	19.20	21.20	16.20	17.44
Normal landing	31.20	35.00	35.40	38.00	28.20	33.56
	24.20	24.20	27.30	29.60	22.20	25.50
VARIANZA						
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	70.58	55.30	126.70	316.70	266.70	146.65
Normal landing	119.20	98.50	300.30	173.50	145.20	151.84
	138.79	197.96	262.68	296.27	223.07	212.49

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.14.5

*Prueba Scheirer Ray Hare*

ANOVA	Alpha					sig
	SS	df	MS	H	p	
Filas	3248.180	1		15.286	0.000	yes
Columnas	343.200	4		1.615	0.806	no
Inter	129.920	4		0.611	0.962	no

Intra	6690.700	40	
Total	10412.000	49	212.490

**Fuente:** La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

### 5.1.15 Datos resultantes del parámetro *Surface Aileron Right Hand*

**Tabla 5.1.15.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje		Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
		Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
250-200	Hard landing	,233	5	,200*	,884	5	,329
	Normal landing	,237	5	,200*	,961	5	,814
200-150	Hard landing	,198	5	,200*	,939	5	,658
	Normal landing	,136	5	,200*	,987	5	,967
150-100	Hard landing	,244	5	,200*	,950	5	,735
	Normal landing	,276	5	,200*	,914	5	,492
100-50	Hard landing	,221	5	,200*	,915	5	,501
	Normal landing	,207	5	,200*	,921	5	,535
50-0	Hard landing	,221	5	,200*	,902	5	,421
	Normal landing	,162	5	,200*	,971	5	,884

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

**Fuente:** La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.2**

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje		Media	Desv. Desviación	N
250-200	Hard landing	4,80	2,280	5
	Normal landing	3,60	1,140	5
	Total	4,20	1,814	10
200-150	Hard landing	6,80	3,834	5
	Normal landing	3,00	1,581	5
	Total	4,90	3,414	10
150-100	Hard landing	5,60	3,782	5
	Normal landing	1,60	3,507	5
	Total	3,60	4,033	10
100-50	Hard landing	6,80	2,588	5
	Normal landing	3,20	4,438	5
	Total	5,00	3,916	10
50-0	Hard landing	6,60	3,912	5
	Normal landing	3,60	3,647	5
	Total	5,10	3,900	10

**Fuente:** La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.3**

*Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>*

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,449	5,141	9	,829	,739	1,000	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.4**

*Pruebas de efectos intra-sujetos*

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	16,520	4	4,130	1,363	,269	,146	5,452	,375
	Greenhouse-Geisser	16,520	2,956	5,589	1,363	,278	,146	4,029	,313
	Huynh-Feldt	16,520	4,000	4,130	1,363	,269	,146	5,452	,375
	Límite inferior	16,520	1,000	16,520	1,363	,277	,146	1,363	,178
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	12,920	4	3,230	1,066	,389	,118	4,264	,297
	Greenhouse-Geisser	12,920	2,956	4,371	1,066	,382	,118	3,151	,250
	Huynh-Feldt	12,920	4,000	3,230	1,066	,389	,118	4,264	,297
	Límite inferior	12,920	1,000	12,920	1,066	,332	,118	1,066	,150
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	96,960	32	3,030					
	Greenhouse-Geisser	96,960	23,645	4,101					
	Huynh-Feldt	96,960	32,000	3,030					

Límite inferior	96,960	8,000	12,120					
-----------------	--------	-------	--------	--	--	--	--	--

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.5**

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	1039,680	1	1039,680	25,652	,001	,762	25,652	,993
Aterrizaje	121,680	1	121,680	3,002	,121	,273	3,002	,333
Error	324,240	8	40,530					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	24,336	1	24,336	3,002	,121	,273	3,002	,333
Error	64,848	8	8,106					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.15.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,552	1,542 <sub>a</sub>	4,000	5,000	,319	,552	6,168	,226
Lambda de Wilks	,448	1,542 <sub>a</sub>	4,000	5,000	,319	,552	6,168	,226
Traza de Hotelling	1,234	1,542 <sub>a</sub>	4,000	5,000	,319	,552	6,168	,226

Raíz mayor de Roy	1,234	1,542 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,319	,552	6,168	,226
-------------------	-------	--------------------	-------	-------	------	------	-------	------

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.16 Datos resultantes del parámetro *Surface Rudder*

Tabla 5.1.16.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk			
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.	
250-200	Hard landing	,229	5	,200*	,867	5	,254
	Normal landing	,389	5	,013	,762	5	,039
200-150	Hard landing	,191	5	,200*	,958	5	,794
	Normal landing	,318	5	,109	,701	5	,010
150-100	Hard landing	,251	5	,200*	,868	5	,257
	Normal landing	,290	5	,197	,791	5	,069
100-50	Hard landing	,255	5	,200*	,914	5	,492
	Normal landing	,224	5	,200*	,842	5	,171
50-0	Hard landing	,241	5	,200*	,821	5	,119
	Normal landing	,320	5	,104	,809	5	,096

\*. Esto es un límite inferior de la significación verdadera.

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.16.2

*Estadísticos descriptivos*

Grupo de aterrizaje	Media	Desv. Desviación	N	
250-200	Hard landing	-2,40	1,817	5
	Normal landing	-2,80	3,564	5
	Total	-2,60	2,675	10
200-150	Hard landing	-3,60	3,209	5
	Normal landing	-3,00	3,464	5
	Total	-3,30	3,164	10
150-100	Hard landing	-3,40	2,302	5
	Normal landing	-2,80	3,633	5
	Total	-3,10	2,885	10
100-50	Hard landing	-3,60	3,507	5
	Normal landing	-3,20	4,147	5
	Total	-3,40	3,627	10
50-0	Hard landing	-3,00	3,000	5



Normal landing	-3,20	3,962	5
Total	-3,10	3,315	10

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.16.3

Prueba de esfericidad de Mauchly<sup>a</sup>

Efecto intra-sujetos	W de Mauchly	Aprox. Chi-cuadrado	gl	Sig.	Épsilon <sup>b</sup>		
					Greenhouse-Geisser	Huynh-Feldt	Límite inferior
Fases_de_vuelo	,223	9,636	9	,396	,591	,959	,250

**Nota.** Prueba la hipótesis nula de que la matriz de covarianzas de error de las variables dependientes con transformación ortonormalizada es proporcional a una matriz de identidad.

a. Diseño: Intersección + Aterrizaje  
Diseño intra-sujetos: Fases\_de\_vuelo

b. Se puede utilizar para ajustar los grados de libertad para las pruebas promedio de significación. Las pruebas corregidas se visualizan en la tabla de pruebas de efectos intra-sujetos.

Fuente: La aerolínea, 2018  
Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.16.4

Pruebas de efectos intra-sujetos

Origen		Tipo III de suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Fases_de_vuelo	Esfericidad asumida	3,800	4	,950	,974	,435	,109	3,897	,272
	Greenhouse-Geisser	3,800	2,363	1,608	,974	,408	,109	2,302	,206
	Huynh-Feldt	3,800	3,836	,990	,974	,433	,109	3,738	,266
	Límite inferior	3,800	1,000	3,800	,974	,353	,109	,974	,141
Fases_de_vuelo * Aterrizaje	Esfericidad asumida	2,200	4	,550	,564	,690	,066	2,256	,168
	Greenhouse-Geisser	2,200	2,363	,931	,564	,606	,066	1,333	,135
	Huynh-Feldt	2,200	3,836	,573	,564	,684	,066	2,164	,165
	Límite inferior	2,200	1,000	2,200	,564	,474	,066	,564	,102
Error(Fases_de_vuelo)	Esfericidad asumida	31,200	32	,975					
	Greenhouse-Geisser	31,200	18,902	1,651					

Huynh-Feldt	31,200	30,692	1,017				
Límite inferior	31,200	8,000	3,900				

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.16.5**

*Pruebas de efectos inter-sujetos*

Origen	Tipo III de sumas de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Intersección	480,500	1	480,500	9,312	,016	,538	9,312	,762
Aterrizaje	,500	1	,500	,010	,924	,001	,010	,051
Error	412,800	8	51,600					

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.16.6**

*Pruebas univariadas*

	Suma de cuadrados	gl	Media cuadrática	F	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>a</sup>
Contraste	,100	1	,100	,010	,924	,001	,010	,051
Error	82,560	8	10,320					

**Nota.** F prueba el efecto de Grupo de aterrizaje. Esta prueba se basa en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.16.7**

*Pruebas multivariante*

	Valor	F	gl de hipótesis	gl de error	Sig.	Eta parcial al cuadrado	Parámetro sin centralidad	Potencia observada <sup>b</sup>
Traza de Pillai	,384	,780 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,583	,384	3,119	,133
Lambda de Wilks	,616	,780 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,583	,384	3,119	,133
Traza de Hotelling	,624	,780 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,583	,384	3,119	,133

Raíz mayor de Roy	,624	,780 <sup>a</sup>	4,000	5,000	,583	,384	3,119	,133
-------------------	------	-------------------	-------	-------	------	------	-------	------

**Nota.** Cada F prueba el efecto multivariante de Fases\_de\_vuelo. Estas pruebas se basan en las comparaciones por parejas linealmente independientes entre las medias marginales estimadas.

a. Estadístico exacto

b. Se ha calculado utilizando alpha = .05

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.17 Datos resultantes del parámetro *Surface Flap*

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Surface Flap* no pudieron ser calculados dado que la configuración de *Flap 30°* para el aterrizaje se mantiene constante para todas las muestras.

Tabla 5.1.17.1

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de 250-200 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
2	La distribución de 200-150 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
3	La distribución de 150-100 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
4	La distribución de 100-50 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.
5	La distribución de 50-0 es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	1,000 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.17.2

*Rangos*

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0
Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5

Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
----------------	------	------	------	------	------

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.17.3

*Estadísticos Descriptivos*

CUENTA	balanceado					
	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
Hard landing	5	5	5	5	5	25
Normal landing	5	5	5	5	5	25
	10	10	10	10	10	50

MEDIA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
	Hard landing	25.5	25.5	25.5	25.5	
Normal landing	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5
	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5	25.5

VARIANZA

	250-200	200-150	150-100	100-50	50-0	
	Hard landing	0	0	0	0	
Normal landing	0	0	0	0	0	0
	0	0	0	0	0	0

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.18 Datos resultantes del parámetro *Flare Height*

Tabla 5.1.18.1

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
Flare Height Hard landing	,389	5	,013	,678	5	,005
Normal landing	,362	5	,031	,803	5	,086

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.1.18.2

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de Flare Height es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,548 <sup>a</sup>	Conserve la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.18.3**

*Resumen de prueba U de Mann-Whitney de muestras independientes*

N total	10
U de Mann-Whitney	9,000
W de Wilcoxon	24,000
Estadístico de prueba	9,000
Error estándar	4,787
Estadístico de prueba estandarizado	-,731
Sig. asintótica (prueba bilateral)	,465
Sig. exacta (prueba bilateral)	,548

**Fuente:** La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

### 5.1.19 Datos resultantes del parámetro *Flare Time*

**Tabla 5.1.19.1**

*Pruebas de normalidad*

Grupo de aterrizaje	Kolmogorov-Smirnov <sup>a</sup>			Shapiro-Wilk		
	Estadístico	gl	Sig.	Estadístico	gl	Sig.
Flare Time Hard landing	,421	5	,004	,727	5	,018
Normal landing	,473	5	,001	,552	5	,000

a. Corrección de significación de Lilliefors

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.19.2**

*Resumen de contrastes de hipótesis*

	Hipótesis nula	Prueba	Sig.	Decisión
1	La distribución de Flare Time es la misma entre categorías de Grupo de aterrizaje.	Prueba U de Mann-Whitney para muestras independientes	,032 <sup>a</sup>	Rechace la hipótesis nula.

**Nota.** Se muestran significaciones asintóticas. El nivel de significación es de ,050.

a. Se muestra la significación exacta para esta prueba.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.1.19.3**

*Resumen de prueba U de Mann-Whitney de muestras independientes*

N total	10
U de Mann-Whitney	23,000
W de Wilcoxon	38,000
Estadístico de prueba	23,000
Error estándar	4,425
Estadístico de prueba estandarizado	2,373
Sig. asintótica (prueba bilateral)	,018
Sig. exacta (prueba bilateral)	,032

**Fuente:** La aerolínea, 2018

## 5.2 Modelamiento de Regresión Logística

En este apartado se muestran los resultados del procesamiento del modelo logístico.

Tabla 5.2.1

*Resumen de procesamiento de casos*

Casos sin ponderar <sup>a</sup>		N	Porcentaje
Casos seleccionados	Incluido en el análisis	89	100.0
	Casos perdidos	0	.0
	Total	89	100.0
Casos no seleccionados		0	.0
Total		89	100.0

a. Si la ponderación está en vigor, consulte la tabla de clasificación para el número total de casos.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.2.2

*Codificación de variable dependiente*

Valor original	Valor interno
0	0
1	1

**Fuente:** La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tabla 5.2.3

*Pruebas ómnibus de coeficientes de modelo*

		Chi-cuadrado	gl	Sig.
Paso 1	Paso	5.621	1	.018
	Bloque	5.621	1	.018
	Modelo	5.621	1	.018
Paso 2	Paso	12.939	1	.000
	Bloque	18.560	2	.000
	Modelo	18.560	2	.000
Paso 3	Paso	10.425	1	.001
	Bloque	28.985	3	.000
	Modelo	28.985	3	.000

**Fuente:** La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.2.4**

*Resumen del modelo*

Paso	Logaritmo de la verosimilitud -2	R cuadrado de Cox y Snell	R cuadrado de Nagelkerke
1	32.885 <sup>a</sup>	.061	.174
2	19.946 <sup>b</sup>	.188	.536
3	9.521 <sup>c</sup>	.278	.791

a. La estimación ha terminado en el número de iteración 6 porque las estimaciones de parámetro han cambiado en menos de .001.

b. La estimación ha terminado en el número de iteración 8 porque las estimaciones de parámetro han cambiado en menos de .001.

c. La estimación ha terminado en el número de iteración 11 porque las estimaciones de parámetro han cambiado en menos de .001.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.2.5**

*Tabla de clasificación <sup>a</sup>*

Observado	Grupo de aterrizaje		Pronosticado		
			Grupo de aterrizaje		Porcentaje correcto
			0	1	
Paso 1	Grupo de aterrizaje	0	84	0	100.0
		1	5	0	.0
	Porcentaje global				94.4
Paso 2	Grupo de aterrizaje	0	84	0	100.0
		1	2	3	60.0
	Porcentaje global				97.8
Paso 3	Grupo de aterrizaje	0	84	0	100.0
		1	1	4	80.0
	Porcentaje global				98.9

a. El valor de corte es .500

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

**Tabla 5.2.6**

*VARIABLES en la ecuación <sup>d</sup>*

	B	Error estándar	Wald	gl	Sig.	Exp(B)	95% C.I. para EXP(B)		
							Inferior	Superior	
Paso 1 <sup>a</sup>	Surface Rudder Flare	-0.294	.116	6.446	1	.011	.745	.594	.935
	Constante	-3.547	.655	29.315	1	.000	.029		
Paso 2 <sup>b</sup>	Surface Elevator LH Flare	-0.919	.318	8.327	1	.004	.399	.214	.745

	Surface Rudder Flare	-.551	.195	8.006	1	.005	.576	.393	.844
	Constante	-7.405	2.032	13.282	1	.000	.001		
Paso 3 <sup>c</sup>	Surface Elevator LH Flare	-2.698	1.813	2.215	1	.137	.067	.002	2.352
	Surface Rudder Flare	-1.361	.603	5.095	1	.024	.256	.079	.836
	Surface Rudder Touchdown	1.823	1.247	2.138	1	.144	6.190	.538	71.279
	Constante	-13.273	7.164	3.433	1	.064	.000		

a. Variables especificadas en el paso 1: Surface Rudder Flare.

b. Variables especificadas en el paso 2: Surface Elevator LH Flare.

c. Variables especificadas en el paso 3: Surface Rudder Touchdown.

d. El procedimiento por pasos se ha detenido porque eliminar la variable menos significativa genera un modelo ajustado previamente.

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor



## CAPÍTULO VI

### DISCUSIÓN

Las variables seleccionadas fueron sometidas a pruebas de normalidad con el propósito de observar aquellas muestras que están sujetas a una distribución normal y aquellas que no, y utilizar el método de análisis más apropiado según el cumplimiento de los supuestos. La variable de aceleración vertical en el punto de contacto con el terreno de ambos grupos está sujeta a la distribución normal y las pruebas de Shapiro-Wilk lo probaron ( $p > 0.05$ ). Para las muestras de cada grupo, la media y la desviación estándar de la aceleración vertical al contacto con el terreno fue  $1.337 \pm 0.010$  respectivamente para el grupo *normal landing* y  $2.142 \pm 0.251$  respectivamente para el grupo *hard landing*.

#### 6.1 Análisis de performance de vuelo

Se muestran los resultados de los parámetros analizados por ANOVA de dos factores con medidas repetidas, comparando sus diferencias a través de toda la fase final de aproximación y aterrizaje. El cambio de los parámetros de performance *Descent Rate* se muestran en la Ilustración 6.

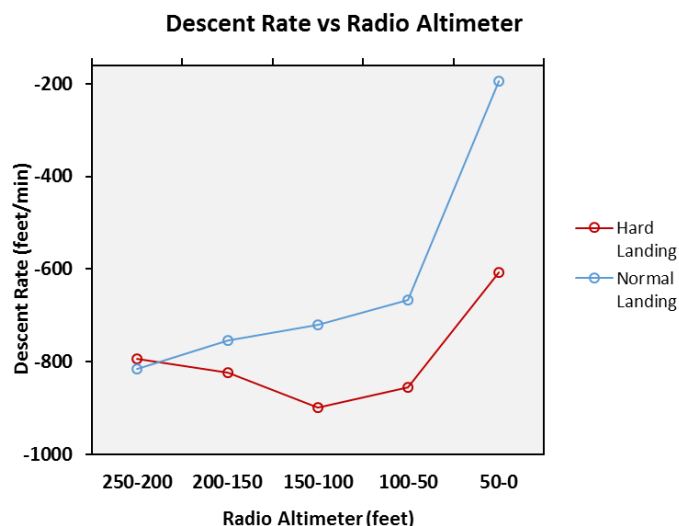


Ilustración 6. Análisis de diferencias de Descent Rate

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los datos de los grupos de la variable *Descent Rate* cumplen con el supuesto de normalidad y los resultados de la prueba Shapiro-Wilk lo demostraron ( $p > 0.05$ ). La prueba de esfericidad de Mauchly indicó que el supuesto de esfericidad ha sido violado ( $\chi^2(9) = 23.144$ ,  $p = 0.007$ ), por lo tanto, se ajustaron los grados de libertad utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser ( $\epsilon = 0.380$ ). Se rechaza la hipótesis nula del factor fases de vuelo debido a que el efecto principal fue significativo ( $F(1.520, 12.158) = 6.984$ ,  $p = 0.013$ ). Este efecto indica que, si se ignora si el régimen de descenso proviene de *normal* o *hard landing*, el régimen de descenso de cinco fases de vuelo difirió significativamente. Las pruebas post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que el régimen de descenso de 250-50 pies no varió significativamente ( $p = 1.000$ ), sin embargo, después de 50 pies fue significativamente mayor que las fases de 250-150 pies ( $p < 0.003$ ). Los resultados de las pruebas de efectos entre grupos de aterrizaje son significativos en la variable *Descent Rate* ( $F(1, 8) = 22.310$ ,  $p = 0.001$ ). Este efecto indica que, si se ignora todas las otras variables, el régimen de descenso del grupo *normal landing* y *hard landing* difirió significativamente. Por lo tanto, se rechaza la hipótesis nula del factor grupo de aterrizaje.

Las pruebas de efectos intra-sujetos indican que no hubo interacción significativa entre fases de vuelo y grupos de aterrizaje en la

variable *Descent Rate* ( $F(1.520, 12.158) = 1.507, p = 0.256$ ). Por tanto, se conserva la hipótesis nula de la interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje. Las pruebas de efectos simples de grupo de aterrizaje dentro de cada combinación de niveles de fases de vuelo mostraron que el régimen de descenso del grupo *normal landing* es levemente mayor que el grupo *hard landing* antes de los 50 pies, mostrando una diferencia significativa pasando este punto con respecto al grupo *hard landing* ( $F(1, 8) = 14.847, p = 0.005$ ). Así mismo, las pruebas multivariantes de efectos simples de fases de vuelo indicaron que el régimen de descenso después de 50 pies fue significativamente diferente a las fases de 250-150 pies en el grupo *normal landing* ( $p = 0.018$ ).

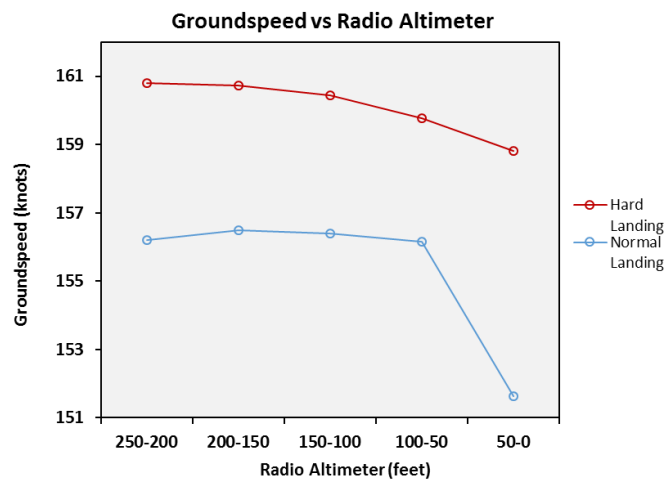


Ilustración 7. Análisis de diferencias de Ground speed

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Ground speed* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *hard landing* de 250-200 pies ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.773, p = 0.048$ ). Sin embargo, el análisis ANOVA de dos factores con medidas repetidas demostró ser robusto. Por lo tanto, se procedió con el análisis. Los resultados de la prueba de esfericidad de Mauchly indicaron que el supuesto de esfericidad fue violado ( $\chi^2(9) = 23.301, p = 0.007$ ), por lo tanto, los grados de libertad fueron ajustados utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser ( $\epsilon = 0.466$ ). Hubo un efecto principal significativo de las fases de vuelo ( $F(1.864, 14.914) = 12.326, p = 0.001$ ). Este efecto nos indica que, si se ignora

todas las otras variables, la velocidad sobre el terreno de las cinco fases de vuelo difirió significativamente. Las pruebas post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que la velocidad sobre el terreno después de 50 pies fue significativamente menor que las fases comprendidas entre 250-50 pies ( $p < 0.046$ ). Por tanto, se rechaza la hipótesis nula del factor fases de vuelo.

No se encontró una interacción significativa en la variable *Ground speed* entre las fases de vuelos y el grupo de aterrizaje ( $F(1.864, 14.914) = 3.583, p = 0.056$ ), de modo que se conserva la hipótesis nula de interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje. Los resultados de la prueba de efectos entre grupos mostraron que el efecto de grupo de aterrizaje de la variable *Ground speed* no es significativa ( $F(1, 8) = 2.329, p = 0.165$ ).

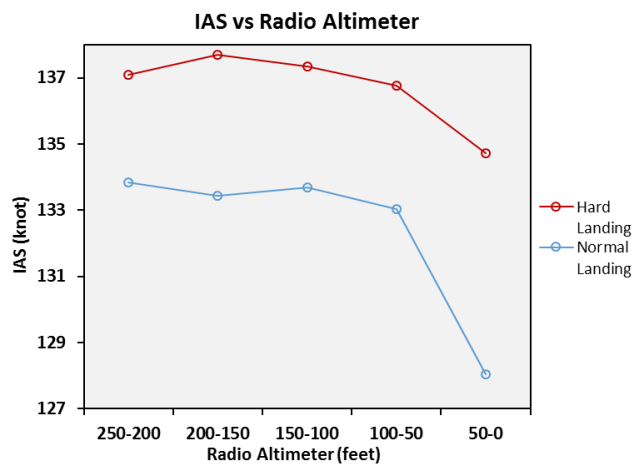


Ilustración 8. Análisis de diferencias de IAS

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

En la Ilustración 8, la velocidad indicada (IAS) del grupo *hard landing* es ligeramente mayor que el grupo *normal landing*. Los resultados de las pruebas de normalidad y esfericidad de Mauchly indicaron que se cumple con dichos supuestos. Hubo un efecto principal significativo de fases de vuelo, permitiendo rechazar la hipótesis nula ( $F(4, 32) = 25.567, p < 0.001$ ).

Los efectos intra-sujetos muestran una interacción significativa entre fases de vuelo y grupos de aterrizaje ( $F(4, 32) = 3.167, p =$

0.027). Los resultados de las pruebas de efectos simples multivariantes de fases de vuelo del grupo *hard landing* mostraron una diferencia significativa entre las fases de vuelo 150-100 y 50-0 pies ( $F(4, 5) = 7.416, p = 0.025$ ); mientras que, para el grupo *normal landing* mostraron una diferencia significativa después de los 50 pies ( $F(4, 5) = 28.152, p = 0.001$ ). Por lo tanto, se rechaza la hipótesis nula de interacción. No hubo diferencia significativa entre la variable *IAS* de los dos grupos ( $F(1, 8) = 3.267, p = 0.108$ ), conservando la hipótesis nula del factor de grupo de aterrizaje.

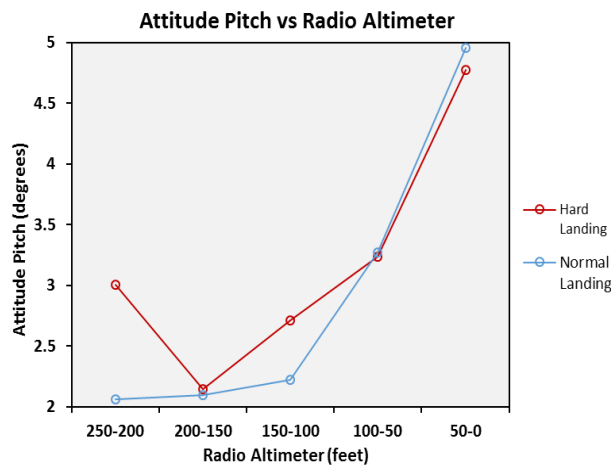


Ilustración 9. Análisis de diferencias de Attitude Pitch

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad indican que se cumple con dicho supuesto ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.779, p > 0.05$ ). Los resultados de la prueba de esfericidad de Mauchly indicaron que el supuesto de esfericidad fue violado ( $\chi^2(9) = 29.591, p = 0.001$ ), por lo tanto, los grados de libertad fueron ajustados utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser ( $\epsilon = 0.457$ ). Hubo un efecto principal significativo de las fases de vuelo ( $F(1.828, 14.625) = 13.965, p = 0.001$ ). Este efecto indica que, si se ignora todas las otras variables, la actitud de cabeceo de las cinco fases de vuelo difirió significativamente. Las pruebas post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que la actitud de cabeceo después de 50 pies fue significativamente mayor que las fases comprendidas entre 250-50 pies ( $p < 0.033$ ). Por lo tanto, se rechaza la hipótesis nula del factor fases de vuelo.

Los resultados de las pruebas de efectos entre grupos de aterrizaje no son significativos en la variable *Attitude Pitch* ( $F(1, 8) = 0.590, p = 0.464$ ), conservando la hipótesis nula del factor grupo de aterrizaje. Tampoco se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje ( $F(1.828, 14.625) = 0.809, p = 0.454$ ). Por tanto, se conserva la hipótesis nula de interacción.

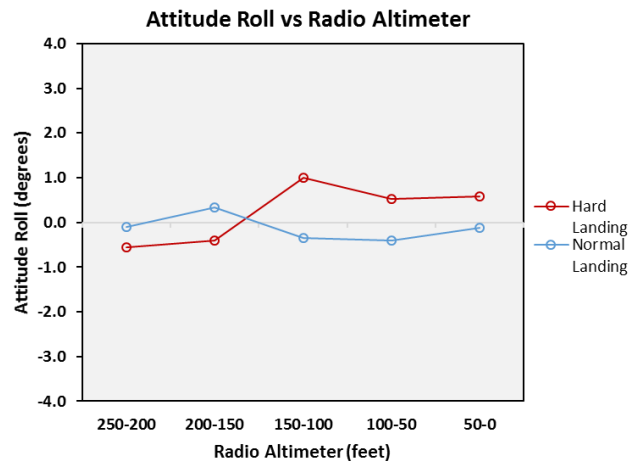


Ilustración 10. Análisis de diferencias de *Attitude Roll*

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Attitude Roll* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *normal landing* de 250-200 pies ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.750, p = 0.030$ ) y 200-150 pies ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.768, p = 0.044$ ). Sin embargo, el análisis ANOVA de dos factores con medidas repetidas demostró ser robusto. Por lo tanto, se procedió con el análisis. La prueba de esfericidad de Mauchly indicó que el supuesto de esfericidad fue violado ( $\chi^2(9) = 22.841, p = 0.008$ ), por lo tanto, se ajustaron los grados de libertad utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser ( $\epsilon = 0.416$ ). Las pruebas de efectos intra-sujetos indicaron que el efecto principal de fases de vuelo no fue significativo ( $F(1.662, 13.296) = 0.380, p = 0.653$ ), conservando la hipótesis nula del factor fases de vuelo. Tampoco se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje ( $F(1.662, 13.296) = 0.797, p = 0.449$ ), conservando la hipótesis nula de interacción.

No hubo diferencia significativa entre la variable *Attitude Roll* de los dos grupos ( $F(1, 8) = 0.224, p = 0.649$ ). Por lo tanto, se conserva la hipótesis nula del factor grupo de aterrizaje.

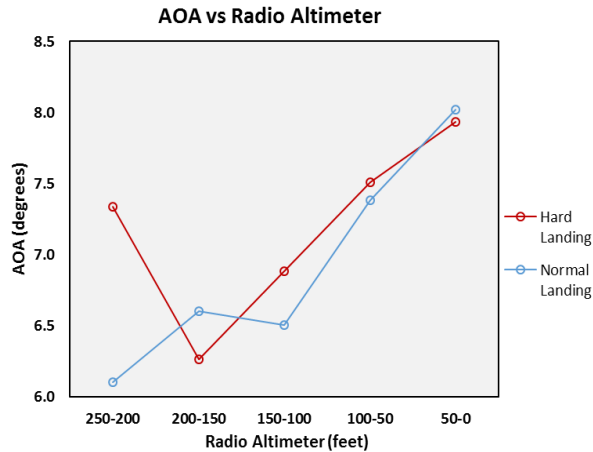


Ilustración 11. Análisis de diferencias de Angle of Attack

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable AOA de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *hard landing* de 200-150 pies ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.771, p = 0.046$ ). Debido a que los resultados no dan por hecho que los datos indicados sigan una distribución normal, se utilizó la prueba Scheirer Ray Hare. Los resultados mostraron que no hubo nivel de significancia inferior a alpha en los efectos principales de fases de vuelo ( $H = 5.614, p = 0.230$ ), ni para grupos de aterrizaje ( $H = 0.226, p = 0.635$ ). Por lo tanto, se conservan las hipótesis nulas de ambos factores. Tampoco se encontró una diferencia significativa de interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje ( $H = 1.639, p = 0.802$ ), conservando la hipótesis nula de interacción en la variable AOA.

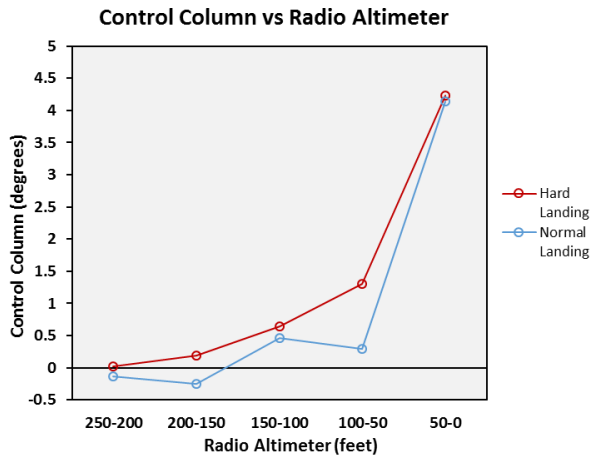


Ilustración 12. Análisis de diferencias de Control Column

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Control Column* indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *hard landing* de 100-50 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.739,  $p = 0.023$ ). Sin embargo, el análisis ANOVA de dos factores con medidas repetidas demostró ser robusto. Por lo tanto, se procedió con el análisis. El resultado de la prueba de esfericidad de la variable *Control Column* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple dicho supuesto ( $\chi^2$  (9) = 10.340,  $p = 0.339$ ). Se tomaron los valores de esfericidad asumida. Hubo un efecto principal significativo de las fases de vuelo ( $F$  (4, 32) = 27.302,  $p < 0.001$ ). Este efecto indica que, si ignoramos todas las otras variables, la palanca de control de las cinco fases de vuelo difirió significativamente. Las pruebas post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que la entrada de la palanca de control después de 50 pies fue significativamente mayor que las fases comprendidas entre 250-50 pies ( $p < 0.002$ ). Por lo tanto, se rechazó la hipótesis nula del factor fases de vuelo.

No se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje en la variable *Control Column* ( $F$  (4, 32) = 0.443,  $p = 0.777$ ), conservando la hipótesis nula de interacción. Los resultados de las pruebas de efectos entre grupos de aterrizaje no son significativos en la variable *Control Column* ( $F$  (1, 8) = 0.310,  $p = 0.593$ ). Por tanto, se conserva la hipótesis nula.



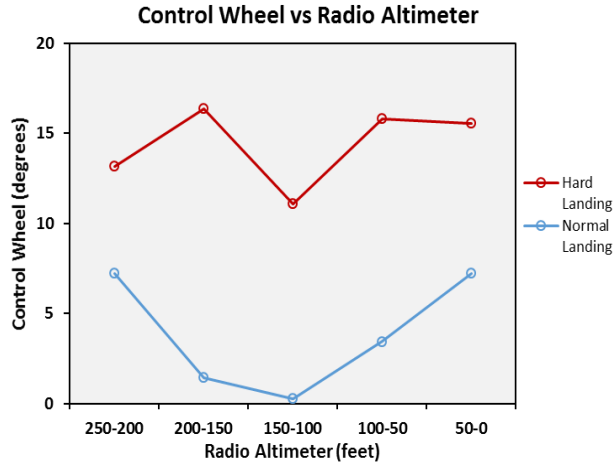


Ilustración 13. Análisis de diferencias de Control Wheel

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Control Wheel* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *hard landing* de 200-150 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.735,  $p = 0.022$ ). Debido a que los resultados no dan por hecho que los datos indicados sigan una distribución normal, se utilizó la prueba Scheirer Ray Hare. Los resultados indicaron que hubo un efecto principal significativo entre categorías del grupo de aterrizaje ( $H = 12.689$ ,  $p < 0.001$ ). Este efecto indica que, si se ignora todas las otras variables, la entrada de la variable *Control Wheel* difirió significativamente entre ambos grupos. Por lo tanto, se rechaza la hipótesis nula del factor grupo de aterrizaje. No se encontró nivel de significancia inferior a alpha en el efecto principal de fases de vuelo ( $H = 2.012$ ,  $p = 0.733$ ).

Tampoco se encontró nivel de significancia para la interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje en la variable *Control Wheel* ( $H = 0.599$ ,  $p = 0.963$ ), conservando la hipótesis nula de interacción.

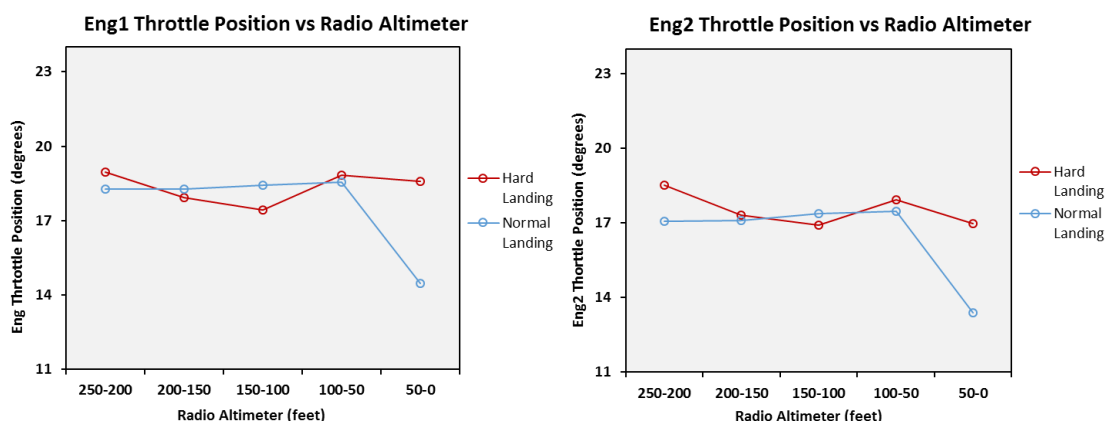


Ilustración 14. Análisis de diferencias de Engine Throttle Position

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Engine Throttle Position* 1 y 2 indicaron que se cumple dicho supuesto. La prueba de esfericidad de Mauchly indicó que el supuesto de esfericidad fue violado para el motor 1 ( $\chi^2(9) = 53.082, p < 0.001$ ), y motor 2 ( $\chi^2(9) = 59.901, p < 0.001$ ). Por lo tanto, se ajustaron los grados de libertad utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser, ( $\epsilon = 0.288, \epsilon = 0.274$ ). Los resultados de las pruebas de efectos intra-sujetos indicaron que el efecto principal de fases de vuelo no fue significativo tanto como para el motor 1 ( $F(1.153, 9.227) = 0.657, p = 0.459$ ) y motor 2 ( $F(1.095, 8.760) = 0.795, p = 0.408$ ). Tampoco se encontró una interacción significativa de fases de vuelo y grupo de aterrizaje en la variable *Engine Throttle Position*, motor 1 ( $F(1.153, 9.227) = 0.882, p = 0.388$ ), motor 2 ( $F(1.095, 8.760) = 0.378, p = 0.573$ ). Los resultados de la prueba de efectos entre grupos de aterrizaje no son estadísticamente significativos tanto como para el motor 1 ( $F(1, 8) = 0.503, p = 0.498$ ) y para el motor 2 ( $F(1, 8) = 0.760, p = 0.409$ ). Por lo tanto, se conservan las hipótesis nulas de los factores principales e interacciones entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje de las variables *Engine 1 Throttle Position* y *Engine 2 Throttle Position*.

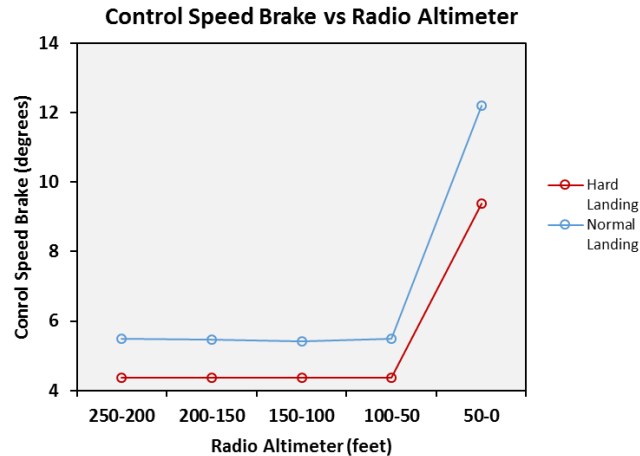


Ilustración 15. Análisis de diferencias de Control Speed Brake

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Control Speed Brake* indicaron que no se cumple dicho supuesto. Debido a que los resultados no dan por hecho que los datos sigan la distribución normal, se utilizó la prueba Scheirer Ray Hare. Los resultados indicaron que el efecto principal de grupo de aterrizaje es significativo ( $H = 5.177$ ,  $p = 0.023$ ). Este efecto indica que, si se ignora todas las otras variables, la entrada del freno aerodinámico entre los dos grupos de aterrizaje difirió significativamente. También hubo un efecto principal significativo de las fases de vuelo de la variable *Control Speed Brake* ( $H = 13.156$ ,  $p = 0.011$ ). Este efecto indica que, si se ignora todas las otras variables, la entrada del freno aerodinámico de las cinco fases de vuelo difirió significativamente. Las pruebas de post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que las entradas de la variable *Control Speed Brake* no difieren significativamente entre 250-50 pies ( $p = 0.988$ ), pero, la entrada del freno aerodinámico después de 50 pies fue significativamente mayor que las fases anteriores ( $p < 0.005$ ). Por lo tanto, se rechazan las hipótesis nulas de ambos factores.

No se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupos de aterrizaje ( $H = 0.022$ ,  $p = 0.999$ ). Las pruebas univariadas U de Mann-Whitney para muestras independientes también demostraron que no hubo diferencia significativa entre grupos a través de todas las fases de vuelo ( $p > 0.05$ ), conservando la hipótesis nula de

interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje. Dado que el control manual del freno aerodinámico se efectúa una vez que el peso de la aeronave está sobre las ruedas (*weight on wheels*), la entrada de la variable dependiente *Control Speed Brake* es automático durante estas fases.

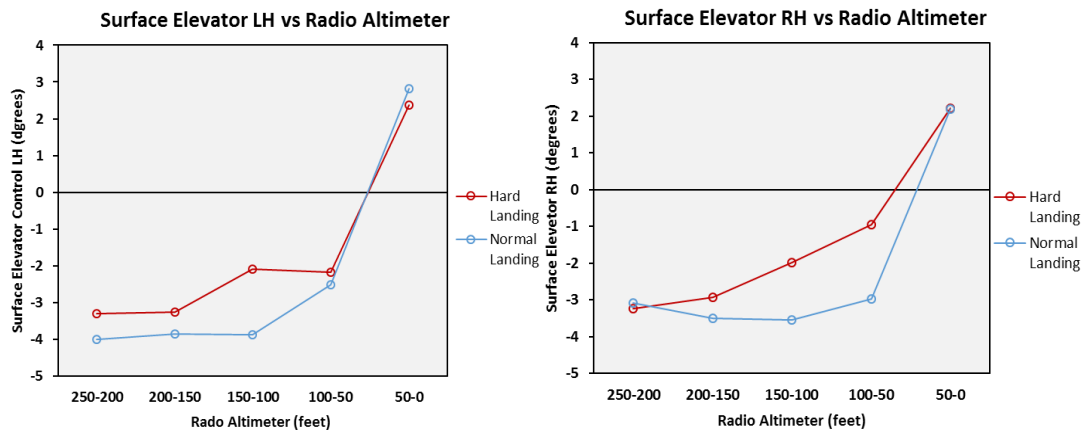


Ilustración 16. Análisis de diferencias de Surface Elevator

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Surface Elevator* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *hard landing* de 100-50 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.038) y 50-0 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.007) para el timón de profundidad mano izquierda y 200-150 pies (*Shapiro-Wilk* (5) < 0.001) para el timón de profundidad mano derecha. Sin embargo, el análisis ANOVA de dos factores con medidas repetidas demostró ser robusto. Por lo tanto, se procedió con el análisis. La prueba de esfericidad de Mauchly indicó que el supuesto de esfericidad fue violado para el timón de profundidad mano izquierda ( $\chi^2$  (9) = 21.170,  $p$  = 0.015), mientras que, para el timón de profundidad mano derecha se cumple dicho supuesto ( $\chi^2$  (9) = 15.555,  $p$  = 0.086). Por lo tanto, se ajustaron los grados de libertad para el timón de profundidad mano izquierda utilizando los estimados de esfericidad de Greenhouse-Geisser ( $\epsilon$  = 0.450). Hubo un efecto principal significativo de las fases de vuelo tanto para el timón de profundidad mano izquierda ( $F$  (1.800, 14.397) = 17.908,  $p$  < 0.001) y el timón de profundidad mano derecha ( $F$  (4, 32) = 21.991,  $p$  < 0.001). Este efecto nos

indica que, si se ignora todas las otras variables, las superficies del timón de profundidad izquierdo y derecho de las cinco fases de vuelo difirieron significativamente. Las pruebas de post hoc con ajuste Bonferroni mostraron que las entradas de las superficies del timón de profundidad izquierdo y derecho después de 50 pies son significativamente mayores que las fases comprendidas entre 250-50 pies ( $p < 0.05$ ). Por consiguiente, se rechaza las hipótesis nulas del factor de fases de vuelo.

No se encontró una interacción estadísticamente significativa de fases de vuelo y grupo de aterrizaje en la variable *Surface Elevator*, timón de profundidad mano izquierda ( $F(1.800, 14.397) = 0.429$ ,  $p = 0.639$ ), timón de profundidad mano derecha ( $F(4, 32) = 1.277$ ,  $p = 0.299$ ), conservando la hipótesis nula de interacción. Los resultados de la prueba de efectos entre grupos de aterrizaje no son estadísticamente significativos tanto como para el timón de profundidad izquierdo ( $F(1, 8) = 0.499$ ,  $p = 0.500$ ) y para el timón de profundidad derecho ( $F(1, 8) = 0.535$ ,  $p = 0.486$ ). Por tanto, se conserva la hipótesis nula del factor grupo de aterrizaje de las dos variables.

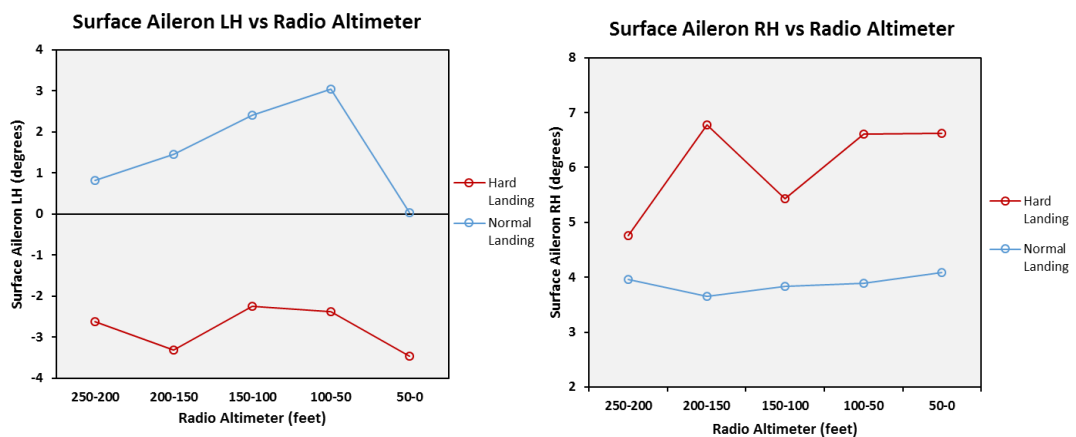


Ilustración 17. Análisis de diferencias de Surface Aileron

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Surface Aileron* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *normal landing* de 250-200 pies ( $Shapiro-Wilk(5) = 0.007$ ) y 100-50

(*Shapiro-Wilk* (5) = 0.042). Dado que las muestras de la variable *Surface Aileron LH* contienen distribuciones que no suponen normalidad, se introdujo la prueba no paramétrica Scheirer Ray Hare para contrastar las hipótesis de efectos e interacción. Hubo un efecto principal significativo de grupos de aterrizaje ( $H = 15.286$ ,  $p < 0.001$ ). Este efecto indica que, si se ignoran todas las otras variables, la superficie del alerón izquierdo difirió significativamente. Por lo tanto, se rechaza la hipótesis nula del efecto de grupo de aterrizaje. No hubo un efecto principal significativo de fases de vuelo ( $H = 1.615$ ,  $p = 0.806$ ). Tampoco se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje ( $H = 0.611$ ,  $p = 0.962$ ). Por consiguiente, se conservan las hipótesis nulas del efecto de fases de vuelo e interacción de la variable *Surface Aileron LH*. Hubo una diferencia significativa en las fases de 250-200 pies ( $H = 23.000$ ,  $p = 0.032$ ) y 200-150 pies ( $H = 24.000$ ,  $p = 0.016$ ) entre categorías de grupo de aterrizaje. Tal como se muestra en la Ilustración 17, la entrada de la variable *Surface Aileron LH* del grupo normal es significativamente mayor que el grupo *hard landing* en las fases de 250-150 pies. Los resultados de la prueba de esfericidad demostraron que se cumple el supuesto de esfericidad para la variable *Surface Aileron RH* ( $\chi^2$  (9) = 5.141,  $p = 0.829$ ). Por lo tanto, se utilizaron los valores de esfericidad asumida en la prueba de efectos intra-sujetos, los cuales indicaron que el efecto principal de fases de vuelo no fue estadísticamente significativo para el alerón derecho ( $F$  (4, 32) = 1.363,  $p = 0.269$ ).

Tampoco se encontró diferencia significativa en el efecto principal de aterrizaje ( $F$  (1, 8) = 3.002,  $p = 0.121$ ). No se encontró una interacción significativa de fases de vuelo y grupo de aterrizaje en la variable *Surface Aileron RH* ( $F$  (4, 32) = 1.066,  $p = 0.389$ ). Por lo tanto, se conservan las hipótesis nulas de ambos factores y su interacción de la variable *Surface Aileron RH*.

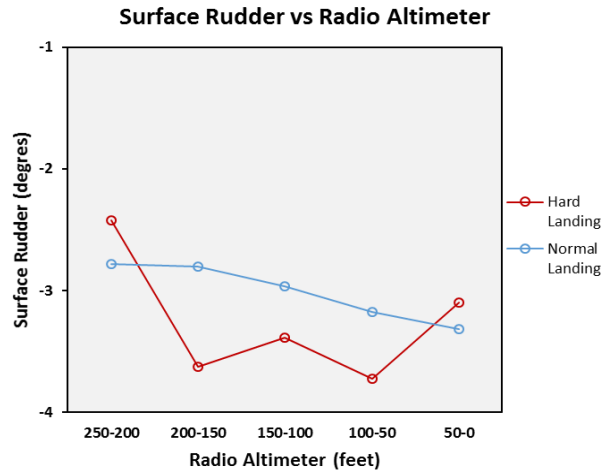


Ilustración 18. Análisis de diferencias de Surface Rudder

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Los resultados de las pruebas de normalidad de la variable *Surface Rudder* de las muestras utilizadas indicaron que se cumple el supuesto de normalidad de los datos, con excepción del conjunto de datos del grupo *normal landing* de 250-200 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.039) y 200-150 pies (*Shapiro-Wilk* (5) = 0.010). Sin embargo, el análisis ANOVA de dos factores con medidas repetidas demostró ser robusto. Por lo tanto, se procedió con el análisis. Los resultados de la prueba de esfericidad de Mauchly indicaron que se cumple el supuesto de esfericidad ( $\chi^2$  (9) = 9.636,  $p$  = 0.396). Por lo tanto, se utilizaron los valores de esfericidad asumida en la prueba de efectos intra-sujetos. No hubo un efecto principal estadísticamente significativo de las fases de vuelo ( $F$  (4, 32) = 0.974,  $p$  = 0.435). Tampoco se encontró una interacción significativa entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje ( $F$  (4, 32) = 0.564,  $p$  = 0.690). No hubo diferencia significativa entre la variable *Surface Rudder* de los dos grupos ( $F$  (1, 8) = 0.010,  $p$  = 0.924). Por consiguiente, se conservan las hipótesis nulas de ambos factores e interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje de la variable *Surface Rudder*.

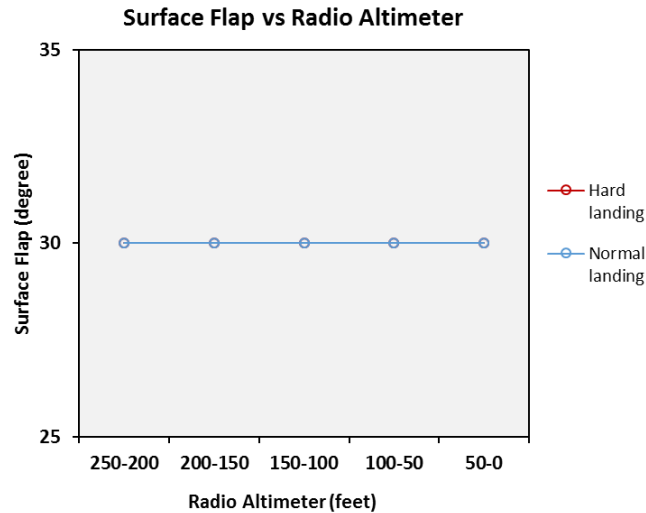


Ilustración 19. Análisis de diferencias de Surface Flap

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor

Tal como se muestra en la Ilustración 19, la superficie del flap se mantiene constante a través de las fases de 250-0 pies. Se conservan las hipótesis nulas de ambos factores e interacción entre fases de vuelo y grupo de aterrizaje de la variable *Surface Flap*.

## 6.2 Análisis de operación de vuelo

Las variables dependientes *Flare Height* y *Flare Time* de los grupos *normal landing* (Grupo 1) y *hard landing* (Grupo 2) fueron sometidas a pruebas de normalidad y la prueba de Shapiro-Wilk demostró que no están sujetos a una distribución normal ( $p < 0.05$ ). A continuación, se muestra la estadística descriptiva de la altura inicial del flare y tiempo de operación de los grupos de aterrizaje.



Tabla 6.  
*Estadística de altura y tiempo del flare*

Grupo de aterrizaje <sup>a</sup>	Flare Height ( $M \pm DE$ , pies)	Flare Time ( $M \pm DE$ , s)
Normal landing	47.800 $\pm$ 43.356	8.8 $\pm$ 1.789
Hard landing	67.600 $\pm$ 60.665	4.6 $\pm$ 1.949

<sup>a</sup> n = 5

Fuente: Adaptado de "An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Fight QAR Data", de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 6.

Como se muestra en la Tabla 6, no hubo diferencia significativa entre el punto inicial del flare de ambos grupos, ya que ambos se aproximan alrededor de 50 pies ( $H = 9.000$ ,  $p = 0.548$ ). Mientras que, el tiempo de operación del flare sí indica una diferencia significativa entre categorías del grupo de aterrizaje ( $H = 23.000$ ,  $p = 0.032$ ). Se ha demostrado técnica y estadísticamente que una de las fases más críticas y de mayor demanda de concentración y pericia al volar una aeronave es la operación del *flare*. En la Tabla 7 se muestran los resultados de las pruebas de análisis de varianzas en las variables en el punto inicial del *flare*.

Tabla 7.  
*Análisis de diferencias en variables en el punto inicial del flare*

Clasificación de parámetros	Nombre de variables	Grupo de aterrizaje	Media $\pm$ DE	p (ANOVA/ U-Mann-Whitney)
Cinemática y Performance	<i>Ground speed</i>	<i>Normal landing</i>	151.600 $\pm$ 5.683	0.079
		<i>Hard landing</i>	159.000 $\pm$ 5.958	
	<i>Indicated Airspeed</i>	<i>Normal landing</i>	128.200 $\pm$ 3.271	0.062
		<i>Hard landing</i>	134.600 $\pm$ 5.727	
	<i>Descent rate</i>	<i>Normal landing</i>	-194.600 $\pm$ 164.773	0.005
		<i>Hard landing</i>	-606.800 $\pm$ 173.400	
<i>Vertical Acceleration</i>	<i>Normal landing</i>	1.028 $\pm$ 0.055	0.116	

		<i>Hard landing</i>	0.941 ± 0.095	
Parámetros Operacionales	<i>Throttle lever angle</i>	<i>Normal landing</i>	14.400 ± 5.459	0.280
		<i>Hard landing</i>	18.600 ± 5.983	
	<i>Control column</i>	<i>Normal landing</i>	4.200 ± 1.924	1.000
		<i>Hard landing</i>	4.200 ± 2.168	
	<i>Control wheel</i>	<i>Normal landing</i>	7.200 ± 9.935	0.258
		<i>Hard landing</i>	15.600 ± 5.269	
	<i>Speed brake handle position</i>	<i>Normal landing</i>	12.400 ± 6.580	0.520
		<i>Hard landing</i>	9.600 ± 6.580	
Actitud y Configuración	<i>Flap</i>	<i>Normal landing</i>	30.000 ± 0.000	1.000
		<i>Hard landing</i>	30.000 ± 0.000	
	<i>Aileron</i>	<i>Normal landing</i>	0.000 ± 3.162	0.176
		<i>Hard landing</i>	-3.400 ± 4.037	
	<i>Elevator</i>	<i>Normal landing</i>	2.828 ± 3.806	0.847
		<i>Hard landing</i>	2.378 ± 3.303	
	<i>Rudder</i>	<i>Normal landing</i>	-3.200 ± 3.962	0.931
		<i>Hard landing</i>	-3.000 ± 3.000	
	<i>Pitch angle</i>	<i>Normal landing</i>	5.000 ± 1.581	0.842
		<i>Hard landing</i>	4.800 ± 1.483	
	<i>Roll angle</i>	<i>Normal landing</i>	0.000 ± 1.225	0.446
		<i>Hard landing</i>	0.600 ± 1.140	

**Fuente:** Adaptado de "An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Flight QAR Data", de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 5-6.

Para las categorías de grupo de aterrizaje, hubo solo una variable representando una diferencia estadísticamente significativa al nivel de 0.05, el cual es el régimen de descenso.

### 6.3 Modelo de regresión logística para *hard landing*

La tabla de resultados de las pruebas ómnibus de coeficientes de modelo incluyen la bondad de ajuste de Chi-cuadrado. Estas

prueban la hipótesis nula que la intersección y los coeficientes del modelo son cero. El modelo de regresión logística fue estadísticamente significativo, ( $\chi^2(3) = 28.985, p < 0.001$ ). La prueba de Hosmer y Lemeshow muestra un nivel de significancia superior a 0.05, indicando que el modelo se ajusta a los datos y debe ser interpretado ( $\chi^2(8) = 1.301, p = 0.996$ ). La tabla de clasificación muestra que el porcentaje global pronosticado correcto es de 98.9%, la sensibilidad fue de 0.800 y la especificidad fue de 1.000. Se incluyeron tres variables predictivas en el modelo final de regresión logística. La Tabla 8 muestra los parámetros incluidos en el Paso 3 del modelo logístico final para la predicción de categoría de aterrizaje.

Tabla 8.

*Valores de regresión logística de las variables predictivas*

Variables predictivas	Intersección	Wald ( $\chi^2$ )	Sig.	OR <sup>a</sup> ajustadas	95% I.C. para OR <sup>b</sup>	
					Inferior	Superior
Surface Elevator LH Flare	-2.698	2.215	0.137	0.067	0.002	2.352
Surface Rudder Flare	-1.361	5.095	0.024	0.256	0.079	0.836
Surface Rudder Touchdown	1.823	2.138	0.144	6.190	0.538	71.279
Constante	-13.273	3.433	0.064	.000	.	.

<sup>a</sup>Razón de las ventajas (*odds ratio*) ajustada para la predicción de un evento *hard landing*.

<sup>b</sup>Intervalo de confianza

Fuente: Adaptado de "An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Flight QAR Data", de Lei, W., Sun, R., Wu, C., 2014, Conference paper, 7.

Las variables que no están en la ecuación del modelo final de regresión logística se muestran en el Apéndice 1 Tabla A1.

Se realizó una regresión logística para cerciorarse de los efectos de *Surface Elevator LH Flare*, *Surface Rudder Flare*, *Surface Rudder Touchdown* en la posibilidad que los vuelos sean *hard landing*. Tal como se muestra en la Tabla 8, el criterio de Wald indica que la constante de la variable *Surface Rudder Flare* contribuyó significativamente a la ocurrencia de un evento *hard landing* ( $p = 0.024$ ). El  $R^2$  de Nagelkerke del modelo de 0.791 indicó una relación relativamente fuerte entre las variables predictivas y

la categoría de aterrizaje *hard landing*. El incremento en una unidad de la variable *Surface Rudder Flare* estaba asociado con una reducción en la razón de las ventajas (*odds ratio*) de experimentar un *hard landing*.

Las pruebas de Correlación de Pearson entre las variables mostradas en el Apéndice 2 Tabla A2, indican que la variable *Surface Elevator LH Flare* está directamente correlacionada con *Attitude Pitch Flare*, siendo indicativo del inicio de la operación manual del *flare*. La variable *Surface Rudder Flare* está correlacionada con el régimen de descenso indirectamente.

### 6.3.1 Ecuación de regresión logística

Los valores para la ecuación de regresión logística para la predicción de la variable dependiente a partir de las variables predictivas están en unidades de log-odds (logit) (Hosmer, Lemeshow, 2000).

$$\ln\left(\frac{p}{1-p}\right) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 \quad (1)$$

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)} \quad (2)$$

y

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}} \quad (3)$$

Donde:

- $\ln$ : denota el logaritmo natural;
- $\rho$ : es la probabilidad que la variable dependiente equivale a un caso, dado alguna combinación de predictivos;
- $\beta_0$ : Valor de la intersección de la ecuación lineal de regresión;
- $\beta_1$ : Valor de la intersección de la variable *Surface Elevator LH Flare*;
- $x_1$ : Valor del predictivo *Surface Elevator LH Flare*;
- $\beta_2$ : Valor de la intersección de la variable *Surface Rudder Flare*;
- $x_2$ : Valor del predictivo *Surface Rudder Flare*;
- $\beta_3$ : Valor de la intersección de la variable *Surface Rudder Touchdown*;

- $x_3$ : Valor del predictivo *Surface Rudder Touchdown*;
- $e$ : denota la función exponencial.

### 6.3.1.1 Pronóstico de probabilidad de *hard landing*

A continuación, se presenta la demostración de la fórmula de probabilidad dado valores de las variables predictivas tomadas de los datos de vuelo reales en vuelos aleatorios conforme a las ecuaciones de regresión logística. El punto de corte de probabilidad de ocurrencia de *hard landing* es 50 %.

Caso 1:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-1.4)) + (-1.361(-12)) + 1.823(-1.6))}$$

$$Odds = 50.370$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{50.370}{1 + 50.370}$$

$$\rho = 0.981 \approx 98.1 \%$$

Caso 2:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-8.7)) + (-1.361(-0.5)) + 1.823(-1.2))}$$

$$Odds = 5958.059$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{5958.059}{1 + 5958.059}$$

$$\rho = 0.999 \approx 99.9 \%$$

Caso 3:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-5.8)) + (-1.361(-6.5)) + 1.823(-4.3))}$$

$$Odds = 29.459$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{29.459}{1 + 29.459}$$

$$\rho = 0.967 \approx 96.7 \%$$

Caso 4:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-4.3)) + (-1.361(-1.7)) + 1.823(-2.1))}$$

$$Odds = 0.041$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{0.041}{1 + 0.041}$$

$$\rho = 0.040 \approx 40.0 \%$$

Caso 5:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-5.4)) + (-1.361(-1.2)) + 1.823(-3.7))}$$

$$Odds = 0.022$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{0.022}{1 + 0.022}$$

$$\rho = 0.022 \approx 2.2 \%$$

Caso 6:

$$Odds = e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}$$

$$Odds = e^{(-13.273 + (-2.698(-2)) + (-1.361(-0.8)) + 1.823(-0.7))}$$

$$Odds = 0.785$$

Luego;

$$\rho = \frac{e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}{1 + e^{(\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3)}}$$

$$\rho = \frac{3.146 \times 10^{-4}}{1 + 3.146 \times 10^{-4}}$$

$$\rho = 3.145 \times 10^{-4}$$

## CONCLUSIONES

Los principales resultados del presente estudio se muestran a continuación.

1. El comportamiento de los parámetros de cinemática, performance, operacionales, actitud y configuración fueron analizados de acuerdo con el método de análisis estadístico por parámetro, con el propósito de observar el cambio dinámico de las variables de los parámetros de vuelo en la fase final de aproximación y aterrizaje, y encontrar las características operacionales de un *hard landing* y su correlación con la performance del aterrizaje. Finalmente, se desarrolló el modelamiento logístico para predecir un incidente *hard landing*.
2. Los resultados de los análisis multivariantes indicaron que la mayoría de las variables que presentan diferencias se reflejaron en la fase de 50 a 0 pies. Los pilotos deben verificar el régimen de descenso y la velocidad indicada diligentemente en el punto de 50 pies debido a que esta es la fase de operación más crítica durante la aproximación final.

La operación del *flare* influyó substancialmente la aceleración vertical de la aeronave a través del tiempo de operación del *flare*, debido a que el *flare* permite reducir el régimen de descenso, de modo que la aeronave pueda asentarse de manera suave y estable sobre la pista de aterrizaje.



3. La ecuación de regresión logística establecida en el subcapítulo 6.3.1 permite pronosticar la ocurrencia de *hard landing* en términos de probabilidad.

El modelo logístico demostró que la aceleración vertical en el punto de contacto con el terreno estaba vinculada con los parámetros de actitud y configuración en el punto inicial del *flare* y contacto con el terreno, incluyendo las variables del timón de profundidad y timón de dirección. La variable *Surface Elevator LH Flare* está directamente correlacionada con *Attitude Pitch Flare*, siendo indicativo esencial del inicio de la operación manual del *flare*. La variable *Surface Rudder Flare* está correlacionada con el régimen de descenso indirectamente, esto forma parte de una operación más compleja en la que se requiere un control preciso sobre las entradas de actitud, viraje y guiñada de la aeronave cuando se tiene en consideración componentes de viento cruzado en la operación del *flare*.

4. La casuística del modelo matemático queda demostrada en el subcapítulo 6.3.1.1.

## RECOMENDACIONES

Dadas las consideraciones de elevación del Aeropuerto Alfredo Rodríguez Ballón (SPQU), se presentan las siguientes recomendaciones en base al análisis de esta tesis:

1. Alcanzar un régimen de descenso típicamente entre -50 FPM y -350 FPM en el punto inicial del *flare* alrededor de 50 pies de radio altímetro.
2. Mantener una velocidad aérea indicada de aproximación ( $V_{app}$ ) dentro de los estándares de operación establecidos del fabricante y operador durante la aproximación hasta los 50 pies, típicamente entre  $V_{ref}$  y  $V_{ref} + 20$  nudos.
3. Realizar la operación del *flare* en aproximadamente 9 segundos para un aterrizaje seguro.
5. Estos hallazgos sugieren que los pilotos deberían buscar perfeccionar su técnica de operación del *flare* para realizar un control preciso sobre las entradas de actitud, viraje y guiñada de la aeronave en escenarios que puedan incluir otros factores como condiciones adversas del tiempo.
6. Estos hallazgos podrían ser fuente para el desarrollo de futuros descubrimientos cuantitativos y matemáticos entre la relación de operación del piloto y la performance de aterrizaje vinculada con eventos inseguros, con el único propósito de prevenir la materialización de incidentes o accidentes de aviación durante la aproximación final y el aterrizaje.

7. Las ecuaciones de regresión logística de *hard landing* podrían ser base para el desarrollo de un sistema que permita asistir a la tripulación de vuelo acerca de la probabilidad de ocurrencia del evento durante la aproximación final.
8. Dadas las condiciones, el piloto al mando deberá tomar la decisión de realizar un aterrizaje firme manteniendo el control direccional de la aeronave durante el aterrizaje y asegurar la seguridad general de la operación aérea. Si los pilotos consideran que no se encuentran estabilizados en algún punto de la aproximación final con la pista de aterrizaje, incluso antes o después de la altitud de decisión, deberán ejecutar el procedimiento de aproximación frustrada.

## FUENTES DE INFORMACIÓN

- Aeronautical Information Publication (2014). AIP-PERÚ SPQU-AREQUIPA/INTL Alfredo Rodríguez Ballón AD2 SPQU-3. Recuperado de: [http://www.corpac.gob.pe/Docs/Servicios\\_Aeronauticos/Informacion\\_Aeronautica/PROESA/Documentos/SPQU/AD2%20SPQU\\_3.pdf](http://www.corpac.gob.pe/Docs/Servicios_Aeronauticos/Informacion_Aeronautica/PROESA/Documentos/SPQU/AD2%20SPQU_3.pdf)
- Aviation Safety Boeing Commercial Airplanes (2018). Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations. Recuperado de: [https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about\\_bca/pdf/statsum.pdf](https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf)
- Boeing 737-300/400/500 Aircraft Maintenance Manual, Chapter 05 Time Limits/Maintenance Checks (2012). Hard landing or high drag/side load landing, or off runway excursion Maintenance practices (Conditional inspection).
- Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial, CORPAC S.A. (2019). Aeropuertos Concesionados Arequipa, Perú.: CORPAC S.A. Recuperado de: <http://www.corpac.gob.pe/Docs/Aeropuertos/Concesionados/AREQUIPA.pdf>
- De Santis, Augusto J. (2013). Diccionario técnico de aeronáutica e ingeniería aeroespacial. Inglés - Español, Tercera edición. *IBERGARCETA PUBLICACIONES, S.L., Madrid, 2013.*

- Devore, Jay L. (2016). Probabilidad y estadística para ingeniería y ciencias. Novena edición. ISBN: 978-1-305-25180-9
- Flight Safety Foundation (2004). Stabilized Approach and Flare Are Keys to Avoiding Hard Landings. *Flight Safety Digest*. Recuperado de: [https://flightsafety.org/fsd/fsd\\_aug04.pdf](https://flightsafety.org/fsd/fsd_aug04.pdf).
- Flight Safety Foundation (2009). ALAR Briefing Note 8.7 Crosswind Landings.: ALAR Tool Kit. *Skybrary*. Recuperado de: <https://skybrary.aero/bookshelf/books/871.pdf>
- Hosmer, David W.; Lemeshow, Stanley (2000). Applied Logistic Regression. Segunda edición. ISBN: 0-471-35632-8.
- Lei Wang, Jingyi Zhang, Chuanting Dong, Hui Sun & Yong Ren (2018). A Method of Applying Flight Data to Evaluate Landing Operation Performance, *Ergonomics*, 62:2, 171-180. doi: 10.1080/00140139.2018.1502806
- Lei Wang, Changxu Wu, Ruishan Sun & Zhenxin, Cui (2014). An Analysis of Hard Landing Incidents Based on Flight QAR Data. *Springer Link*. doi: 398-406. 10.1007/978-3-319-07515-0\_40.
- Lei Wang, Yong Ren, Changxu Wu (2017). Effects of flare operation on landing safety: A study based on ANOVA of real flight data. *Safety Science*. 102. doi: 10.1016/j.ssci.2017.09.027.
- Millones Rosa, Barreno Emma, Vásquez Félix, Castillo Carlos (2018). Estadística descriptiva y probabilidades. Aplicaciones en la ingeniería y los negocios. Primera edición, primera reimpresión. ISBN: 978-9972-45-392-2.
- Organización de Aviación Civil Internacional (2013). Anexo 19 al Convenio de Aviación Civil Internacional, Gestión de la seguridad operacional, primera edición. Recuperado de: <https://www.anac.gov.ar/anac/web/uploads/normativa/anexos-oaci/anexo-19.pdf>
- Organización de Aviación Civil Internacional (2013). Doc. 9859 AN/474 Manual de gestión de la seguridad operacional, Tercera edición. Recuperado de: [https://www.ahac.gob.hn/assets/9859\\_cons\\_es-iii-edicion.pdf](https://www.ahac.gob.hn/assets/9859_cons_es-iii-edicion.pdf)

- Quezada Lucio, Nel (2014). Estadística con SPSS 22. ISBN: 978-612-304-206-6.
- Regulaciones Aeronáuticas del Perú, Normas técnicas, RAP 121 Segunda edición Enmienda 1. (2018). Recuperado de: [https://portal.mtc.gob.pe/transportes/aeronautica\\_civil/normas/normas.html](https://portal.mtc.gob.pe/transportes/aeronautica_civil/normas/normas.html)
- Shappell S, Detwiler C, Holcomb K, Hackworth C, Boquet A, Wiegmann D. (2007). Human error and commercial aviation accidents: An analysis using the human factors analysis and classification system. 49. 227-42. doi: 10.1518/001872007X312469
- Suzuki S, Sanematsu Y, Takahara H (2004). Analysis of human pilot maneuver using neural network modeling. Recuperado de: <https://pdfs.semanticscholar.org/14a7/db34a8779100b2e530d96020f285878823ba.pdf>

## ÍNDICE DE APÉNDICES

	Pág.
Apéndice A1	123
Apéndice A2	124

## Apéndice A1

Tabla A1

*Las variables no están en la ecuación*

Paso 3	Variables	Puntuación	gl	Sig.
	Groundspeed Flare	.696	1	.404
	Groundspeed Touchdown	3.624	1	.057
	IAS Flare	.602	1	.438
	IAS Touchdown	4.382	1	.036
	Descent Rate Flare	2.228	1	.136
	Descent Rate Touchdown	.111	1	.739
	Attitude Pitch Flare	.013	1	.909
	Attitude Pitch Touchdown	.090	1	.764
	Attitude Roll Flare	.117	1	.732
	Attitude Roll Touchdown	1.035	1	.309
	Angle of Attack Flare	.000	1	.983
	Angle of Attack Touchdown	.546	1	.460
	Control Column Flare	.085	1	.770
	Control Column Touchdown	.050	1	.824
	Control Wheel Flare	.026	1	.872
	Control Wheel Touchdown	.410	1	.522
	Engine 1 Throttle Position Flare	.569	1	.451
	Engine 1 Throttle Position Touchdown	.233	1	.629
	Engine 2 Throttle Position Flare	.233	1	.629
	Engine 2 Throttle Position Touchdown	.826	1	.363
	Control Speed Brake Flare	.152	1	.696
	Control Speed Brake Touchdown	.212	1	.645
	Surface Elevator LH Touchdown	1.604	1	.205
	Surface Elevator RH Flare	.916	1	.339
	Surface Elevator RH Touchdown	.322	1	.571
	Surface Aileron LH Flare	.179	1	.672
	Surface Aileron LH Touchdown	1.347	1	.246
	Surface Aileron RH Flare	1.389	1	.239
	Surface Aileron RH Touchdown	.170	1	.680
	Estadísticos globales	21.783	29	.829

Fuente: La aerolínea, 2018

Elaborado por: El autor







