

# NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD

Office of Research and Engineering  
Washington, D.C. 20594

November 3, 2009

Translation of selected sections of the I.M.F. Lille Report # 74-5,

## “ESSAIS D’AMERISSAGE FORCE SUR BASSIN D’UNE MAQUETTE AU 1/16 ème DE L’AVION MERCURE”

(Water-tank tests of the water-landing forces on a  
1/16 scale model of the Mercure aircraft)

By J. Gobeltz & P. Gythiel, dated February 3, 1974

### A. ACCIDENT

Location: Weehawken, NJ  
Date: January 15, 2009  
Time: 15:27 Eastern Standard Time (EST)  
Flight: US Airways Flight 1549  
Aircraft: Airbus A320-214, Registration N106US  
NTSB#: DCA09MA026

### B. GROUP

Translator: John O’Callaghan  
National Resource Specialist - Aircraft Performance  
National Transportation Safety Board (NTSB)  
490 L’Enfant Plaza E, SW  
Washington, DC 20594

### C. SUMMARY

On January 15, 2009, about 15:27 eastern standard time, US Airways flight 1549, an Airbus A320-214, registration N106US, suffered bird ingestion into both engines, lost engine thrust, and landed in the Hudson River following take off from New York City's La Guardia Airport (LGA). The scheduled, domestic passenger flight, operated under the provisions of Title 14 CFR Part 121, was en route to Charlotte Douglas International Airport (CLT) in Charlotte, North Carolina. The 150 passengers and 5 crewmembers evacuated the airplane successfully. One flight attendant and four passengers were seriously injured.

The attached document is a translation from French into English of selected sections of the Institut de Mécanique des Fluides de Lille (IMF Lille)<sup>1</sup> report # 74-5, "ESSAIS D'AMERISSAGE FORCE SUR BASSIN D'UNE MAQUETTE AU 1/16 ème DE L'AVION MERCURE" (Water-tank tests of the water-landing forces on a 1/16 scale model of the Mercure aircraft), by J. Gobeltz, & P. Gythiel, dated February 3, 1974.

Please note that this translation is not the product of a professional translator, but the work of the NTSB Aircraft Performance Group Chairman for the US Airways flight 1549 investigation. However, the translation has been reviewed by native French speakers, and corrected as appropriate.

#### **D. TRANSLATION OF REPORT**

The translated sections of the subject report follow.

##### 17. EFFECT OF TRANSVERSE SWELLS (Figure 42). [parallel to wingspan]

Two tests were performed with transverse swells. These tests were similar to those shown in Figure 47, and were performed at the same pitch angle, with all frangible structures installed, including the case of the reinforced bottom-rear of the fuselage, and with the following swell characteristics:

wavelength  $\lambda = 32$  meters trough depth  $Z = 1.3$  meters  
 wavelength  $\lambda = 48$  meters trough depth  $Z = 0.65$  meters

On smooth water, there was neither a submersion of the airplane, nor a breach of the fuselage; for the two tests with swells, breaching of the fuselage was evident, and the run ended with submersion at the end of de-rotation. While the vertical load factors were not very different, the longitudinal load factors ranged from 3.6 to 4.1 G's on smooth water, and from 5.3 to 5.8 G's with swells. Because of submersion, the length of the runs are reduced by half.

For both tests, the bottom of the fuselage behind frame 34, was the only representative frangible bottom, but in its reinforced version did not suffer any deformation.

##### 18. EFFECT OF LONGITUDINAL SWELLS (Figures 43 and 46). [perpendicular to wingspan]

All frangible structures were installed, the tests were carried out with two types of longitudinal swells in the case of the reinforced bottom-rear fuselage, the swells had the following characteristics in succession:

---

<sup>1</sup> IMF Lille is an engineering laboratory in Lille, France, that specializes in fluid dynamics research.

I wavelength  $\lambda = 40$  meters

trough depth  $z = 1.6$  meters

II wavelength  $\lambda = 56$  meters

trough depth  $z = 0.8$  meters

6 tests were carried out with swell N° I and 4 tests with swell N° II.

With swell N° I, five of the six tests resulted in a breach of the fuselage; only a test with 15° of pitch, with the impact on a wave peak, proved satisfactory.

With swell N° II, at the two pitch angles tested, the tests that impacted in a wave trough resulted in a breach of the fuselage; the two other tests with impacts on a wave peak were satisfactory, without violent motions.

The maximum values of the rear vertical load factors varied little with the characteristics of the water entry, ranging between 2.4 and 3.3 G's. The maximum of the forward vertical load factors, which reached 3 G's on calm water, with swells can reach 4 G's when there was no breach of the fuselage, and 5 G's when a fuselage breach occurred.

With swells, the maximum longitudinal load factors when the fuselage remained intact were very close to those achieved on calm water, remaining between 3.5 and 4 G's. During tests that involved a breach of the fuselage, these maxima ranged between 5 and 7.5 G's.

When the fuselage is breached, the airplane stops very quickly; the length of the run after the breach is minimal.

For these two types of tests, the average length of the landing run is doubled when the fuselage remains intact.

## 21. CONCLUSIONS AND INSTRUCTIONS FOR WATER LANDINGS.

During this study, a particular effort was made by AMDBA to define the behavior of those elements of the plane whose deformations upon landing can affect the landing itself; this definition allowed a detailed representation of the model.

Based on the results obtained from the water tank testing, AMBDA defined reinforcements to the bottom-rear of the fuselage that were represented in the model; these improved the results appreciably: the nose-down diving motion intensity observed after impact was reduced. Previously, the engines penetrated the water significantly, the longitudinal forces which then acted on them continued the nose-down diving motion until a negative pitch angle was achieved; the front of the fuselage then plunging into the water broke or was completely submerged resulting in a very intense deceleration.

With the final bottom-rear fuselage structures, the nose-down diving motion following impact is sufficiently attenuated so that the engines do not penetrate the water and do

not induce a negative pitch angle; one then observes generally internal or limited bounces on the engines.

On smooth water, the water impact pitch angles tested from 11° to 15° result in a water landing without significant destruction at a mass of 50.000 kg. The lengths of the landing run are in the neighborhood of 250 meters and the load factors are less than 3 G's.

Considering the results of the tests with swells, it appears that the range given above should be reduced by removing the lower pitch angles, at which the engines and the fuselage break.

With the mass quoted above, only pitch angles of 13° and 15° are acceptable, with a flight path angle not exceeding -1°, and at low speed, with the flaps and slats in the landing configuration.

The transverse swell is to be avoided. A swell with a wavelength of 48 meters and trough depth of 0.65 m involves a submersion and rupture of the fuselage. The swell is to be contacted longitudinally and on a peak, preferably at 15° of pitch.

Sideslip and roll angles are to be avoided. Finally, it is imperative that the landing gear be retracted.

Among CG positions of 11.5, 22.5 and 31%, a CG position of 11.5% is the least favorable.

Under these conditions, maximum vertical and longitudinal load factors do not exceed 3.5 G's with a longitudinal swell of a wavelength of 56 meters and a trough depth of 0.8 meter.

In the case of a mass of 35 tons the results are clearly improved and the acceptable range of pitch angle is wider.

## **E. ORIGINAL FRENCH VERSION OF REPORT**

The text below and on the following pages contains the original French versions of the sections of the report translated in the preceding section.

### 17. EFFET DE LA HOULE TRANSVERSALE (Planche 42).

Il n'a été effectué que deux essais avec houle transversale. Ces essais, comparables à ceux consignés dans la planche 47 ont été effectués à même

assiette, toutes destructibilités représentées, dans le cas de représentation du fond de fuselage arrière renforcé et avec les caractéristiques de houles différentes suivantes :

longueur d'onde  $\lambda = 32$  mètres      creux  $z = 1,3$  mètre

longueur d'onde  $\lambda = 48$  mètres      creux  $z = 0,65$  mètre.

Sur plan d'eau lisse il n'y avait eu ni engagement ni casse du fuselage; pour les deux essais avec houle la casse du fuselage a été relevée et la course se termine par un engagement dès la fin de l'aplatissement. Si les accélérations verticales semblent peu différentes, les maxima des accélérations longitudinales qui étaient de 3,6 à 4,1 g sur plan d'eau calme sont de 5,3 et 5,8 g avec la houle. Du fait des engagements les longueurs de course sont réduites de moitié.

Pour ces deux essais, le fond du fuselage en arrière du cadre 34 qui était le seul fond représenté destructible, mais dans sa version renforcée n'a subi aucune déformation.

#### 18. EFFET DE LA HOULE LONGITUDINALE (Planches 43 et 46).

Toutes destructibilités représentées, des essais ont été réalisés avec deux types de houle longitudinale dans le cas d'une représentation du fond de fuselage arrière renforcé, la houle a eu successivement les caractéristiques suivantes :

I longueur d'onde  $\lambda = 40$  mètres      creux  $z = 1,6$  mètre

II longueur d'onde  $\lambda = 56$  mètres      creux  $z = 0,8$  mètre

6 essais ont été réalisés avec la houle N° I et 4 essais avec la houle N° II.

Avec la houle N° I cinq des six essais ont donné lieu à une casse du

fuselage; seul un essai à 15° d'assiette avec impact sur une crête s'est avéré satisfaisant.

Avec la houle N° II, aux deux assiettes longitudinales essayées, les essais ayant eu leur point d'impact dans un creux ont donné lieu à une casse du fuselage; les deux autres essais ayant eu leur point d'impact sur une crête ont été satisfaisants sans mouvement violent.

Les maxima des accélérations verticales arrières varient peu selon la physionomie de l'amerrissage, ils sont compris entre 2,4 et 3,3 g. Les maxima des accélérations verticales avant qui pouvaient atteindre 3 g sur plan d'eau calme peuvent atteindre 4 g avec houle, lorsqu'il n'y a pas eu de casse de fuselage et 5 g lorsque la casse du fuselage a eu lieu.

Avec houle, lorsqu'il n'y a pas eu de casse de fuselage, les maxima des accélérations longitudinales sont très voisins de ceux relevés sur plan d'eau calme et restent compris entre 3,5 et 4 g. Pour les essais ayant entraîné la casse du fuselage, ces maxima sont compris entre 5 et 7,5 g.

Lorsque la casse du fuselage se produit, il y a en même temps un arrêt très rapide de l'avion; la longueur de course après la casse du fuselage est minime.

Entre les deux cas d'essai, les longueurs de course moyennes sont doublées lorsque la casse du fuselage ne s'est pas produite.

#### 19. EFFET D'UNE MODIFICATION DE CENTRAGE.

La plus grande partie de l'étude a été réalisée aux centrages de 31% et

## 21. CONCLUSIONS ET CONSIGNES D'AMERRISSAGE.

---

Au cours de l'étude un effort particulier a été fait par AMDBA pour définir la tenue des éléments de l'avion dont les déformations lors de l'amerrissage peuvent conditionner celui-ci; cette définition a permis une représentation détaillée sur la maquette.

A partir des résultats obtenus au bassin, des renforcements du fond de fuselage arrière ont été définis par AMDBA et représentés sur la maquette; les résultats s'en sont trouvés sensiblement améliorés: le mouvement à piquer observé après l'impact s'est trouvé diminué d'intensité. Précédemment, les moteurs pénétraient fortement dans l'eau, les forces longitudinales qui leur étaient appliquées faisaient se poursuivre le mouvement à piquer jusqu'à une assiette longitudinale négative; l'avant du fuselage plongeant alors dans l'eau se cassait ou était totalement submergé ce qui alors imposait un freinage très intense.

Avec les structures définitives du fond arrière, le mouvement de tangage à piquer consécutif à l'impact est suffisamment atténué pour que les réacteurs puissent ne pas pénétrer dans l'eau et ne pas induire une assiette négative; on observe alors le plus souvent des rebonds intérieurs sur les réacteurs.

Sur plan d'eau lisse, les assiettes longitudinales d'impact essayées allant de  $11^{\circ}$  à  $15^{\circ}$  conduisent à un amerrissage sans destructions importantes à la masse de 50.000 kg. Les longueurs de course voisinent 250 mètres et les accélérations sont inférieures à 3g.

Vu les résultats des essais avec houle il apparaît que le domaine ci dessus soit à réduire en supprimant les assiettes les moins élevées pour

lesquelles les moteurs et le fuselage cassent.

A la masse citée ci-dessus, les assiettes longitudinales de 13° et 15° sont les seules acceptables, à une pente ne dépassant pas -1° et à faible vitesse, les volets de courbure et les becs étant en position atterrissage.

La houle de face est à éviter. Une houle de 48 mètres de longueur d'onde et de 0,65 m de creux entraîne un engagement et une casse du fuselage. La houle est à prendre longitudinalement et sur une crête, de préférence à 15° d'assiette.

Le dérapage et l'assiette transversale sont à éviter. Enfin, il est impératif que le train soit rentré.

Parmi les centrages de 11,5 ,22,5 et 31% le centrage 11,5% est le moins favorable.

Dans ces conditions les accélérations verticales et longitudinales maximales ne dépassent pas 3,5 g avec une houle longitudinale de 56 mètres de longueur d'onde et 0,8 mètre de creux.

Dans le cas d'une masse de 35 tonnes les résultats sont nettement améliorés et la plage d'assiette acceptable est plus étendue.