3 1176 00148 9013

NASA TECHNICAL MEMORANDUM

NASA TM-75866

EVALUATION OF THE BEHAVIOR OF STRUCTURES MADE OF HIGH MODULUS COMPOSITE MATERIALS WHEN STRUCK BY LIGHTNING

J. Rouchon, D. Gall

NASA-TM-75866 19810011660

Translation of "Evaluation du Comportement a la Foudre de Structures en Materiaux Composites Haut Module", AGARD, Paris France, 50th Reunion of the Structures and Materials Panel, Specialists Meeting on Effect of Service Environment on Composite Materials, Athens, Apr. 13-18, 1980 pp 13-1-13-14

LIBRARY COPY

FEB 25 1981

LANGLEY RESEARCH CENTER
LIBRARY, NASA
HAMPTON, VIRGINIA

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION
WASHINGTON, D. C. 20546 JANUARY 1981

STANDARD TITLE PAGE

1. Report No. NASA TM-75866	2. Government Accession No.	3. Recipient's Catalog No.
4. Title and Subtitle EVALUATION OF THE BEHAVIOR OF STRUCTURES MADE OF HIGH MODULUS COMPOSITE MATERIALS WHEN STRUCK BY LIGHTNING		5. Report Date JANUARY 1981
		6. Performing Organization Code
7. Author(s) J. Rouchon, D. Gall		8. Performing Organization Report No.
		10. Work Unit No.
9. Performing Organization Name and Address SCITRAN Box 5456 Santa Barbara, CA 93108		11. Contract or Grant No. NASw-3198
		13. Type of Report and Period Covered Translation
12. Sponsoring Agency Name and Address National Aeronautics and Space Administration Washington, D.C. 20546		14. Sponsoring Agency Code

15. Supplementary Notes
Translation of Evaluation du Comportement a la Foudre de Structures en Materiaux Composites Haut Module, AGARD, Paris France, 50th Reunion of the Structures and Materials Panel, Specialists Meeting on Effect of Service Environment on Composite Materials Athens, Apr. 13-18, 1980 pp 13-1-13-14.

16. Abstract
Lightning strikes on aircraft is a relatively frequent phenomena which is translated into aircraft damage. Damage is produced both in the equipment as well as in the structures and especially on parts made of composite materials. After several general remarks about lightning (measurements of the characteristics of lightning during flight, simulation procedures on the ground), this document gives results of the tests carried out at the laboratory on samples (monolithic carbon-epoxy samples, sandwich samples covered with boron-epoxy covering), tests with real structures. Also the associated control procedures will be described.

17. Key Words (Selected by Author(s))	18. Distribution Statement Unclassified - Unlimited

19. Security Classif. (of this report)	20. Security Classif. (of this page)	21. No. of Pages	22. Price
Unclassified	Unclassified	28	

1. GENERAL REMARKS ABOUT STRIKES ON AIRCRAFT

*/13-1

Globally, it is estimated that over the world there exist between 2000 and 5000 storms which produce about 100 lightning flashes per second. These storms are not uniformly distributed over the Earth. There are about 200 stormy days in the equatorial regions, but in the temperate zones, there are only a few tens of storms.

Therefore, one can easily understand why aircraft which pass near or through clouds will be hit by lightning in flight.

Statistics about the frequency of lightning strikes indicate the following, on a global scale and at the present time:

- 1 every 2000 hours during flight for short and medium runs
- 1 every 5000 hours of flight for long range aircraft.

This difference is due to the fact that the short and medium range aircraft have a flight time per mission at low and average altitudes which is greater than those of the long range aircraft. The maximum of lightning strikes occurs in an altitude range between 1000 and 4000 meters.

During their lifetime, aircraft will experience around 30 lightning strikes, and it is important that they be not subjected to catastrophic risks, but that their damage be a minimum. The composite structures are much more sensitive to effects of lightning than are metallic structures. Therefore, we performed studies and tests to measure the risks and define protective measures.

2. LIGHTNING STRIKE MECHANISMS

*Numbers in margin indicate pagination of foreign text

/13-1

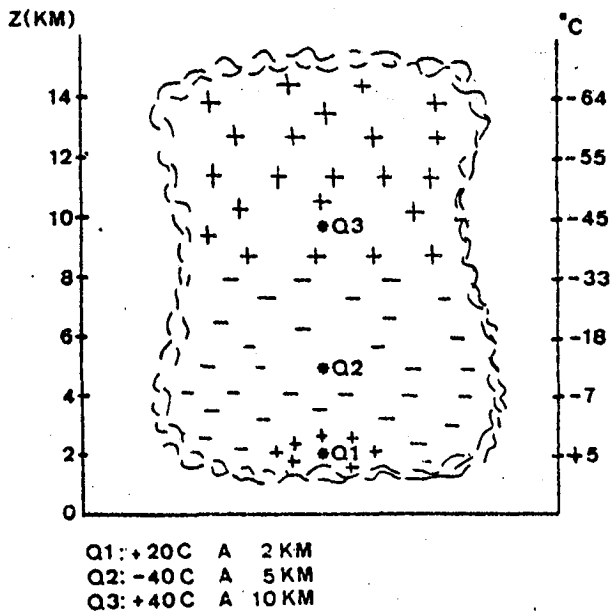


Figure 1. Diagram of a storm cloud.

2.1 The origin of lightning.

The origin of lightning is generally located at the level of /13-2 clouds which have a vertical dimension, such as the cumulo-nimbus clouds (Figure 1). Inside such clouds, violent air currents entrain small water droplets. Due to friction, they are charged with electricity. These small droplets are distributed inside the cloud into electrical charge islands, in greater or lesser numbers.

When the electrical field E = V/d reaches a sufficient value (about 500,000 V/m), an electrical arc is discharged between these charges. V is the potential difference expressed in volts (several hundreds of millions of volts in the case of lightning) and d is the distance between the small islands.

One generally distinguishes between two types of lightning:

- lightning between clouds and the ground (30% of the cases)
- lightning between clouds or within a same cloud (70% of the cases)

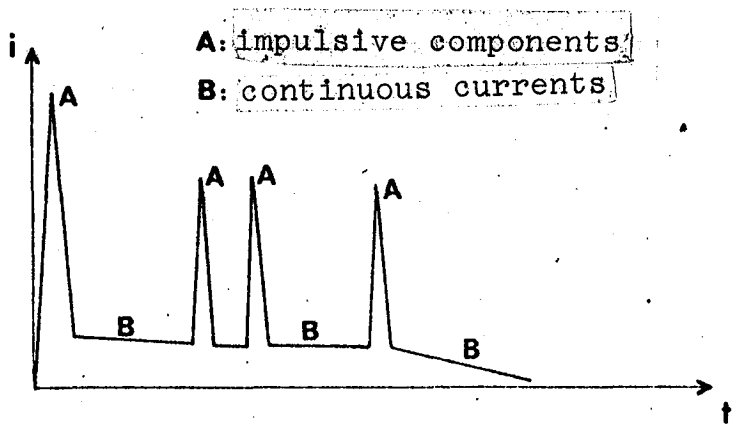


Figure 2

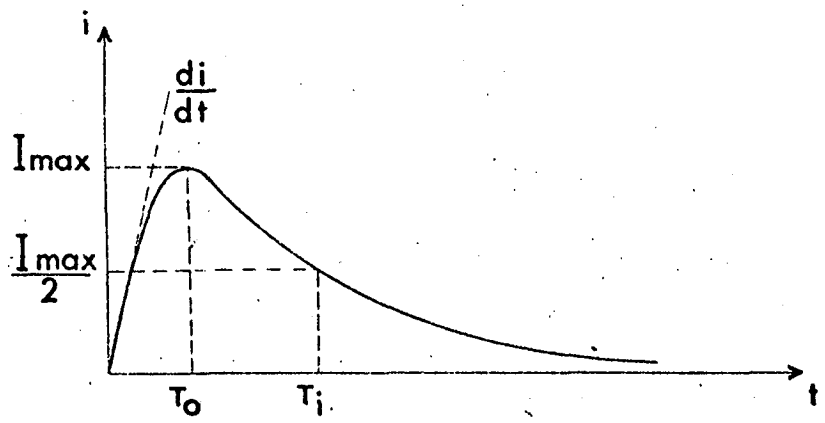


Figure 3

For lighting flashes between a cloud and the ground, we distinguish the following:

- positive discharges: starting with the positive cloud charges (10% of the cases)
- negative flashes: starting with the negative cloud charges (90% of the cases)

2.2 Characteristic of lightning

The electrical arc which jumps between electrical charges of opposite sign has two kinds of components:

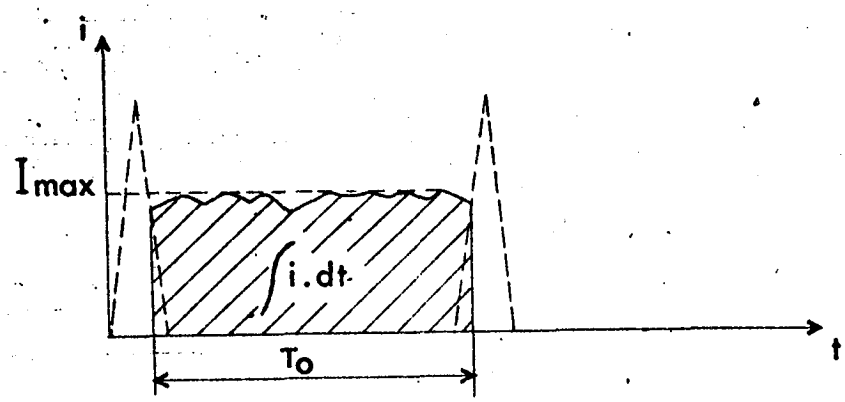


Figure 4

	UNITS	AVERAGE VALUES	MAXIMUM VALUES
impulsive components			
. -max value of Imax	kA	40	200
. rise time (0 to Imax)	µs	50	* 0,1
. di/dt	kA/µs	10	100
. drop time (Imax to Imax/2)	µs	100	1000
. charge transfer $\int i\,dt$	C	10	100
. integral ofaction $\int i^2\,dt$	10^6 $A^2.s$	0,1	10
continuous current			
. max value	kA	1	5
. total duration	ms	50	800
. charge transfer $\int i\,dt$	C	50	250

* maximum value

Figure 5

- impulsive components
- continuous components.

All of the phenomena have a duration which can vary between several tens of milliseconds and 1.5 seconds. The temperature of the electrical arc is about 20,000 to 30,000 degrees K, and has a diameter between several cm up to several tens of cm.

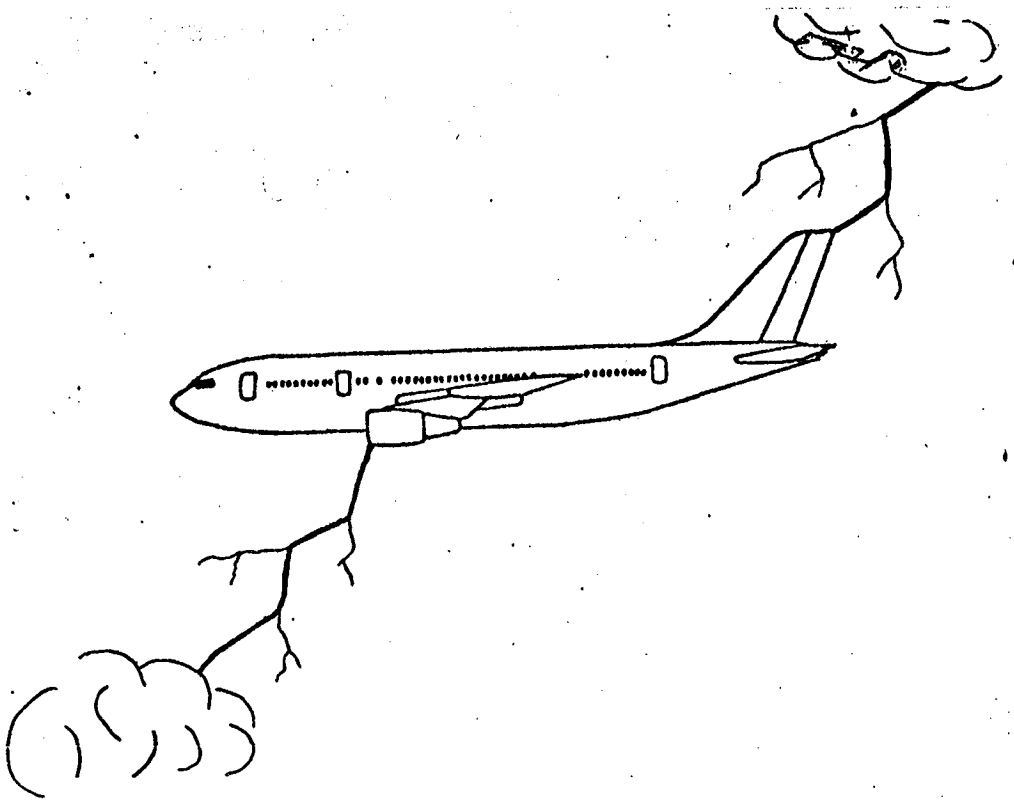


Figure 6

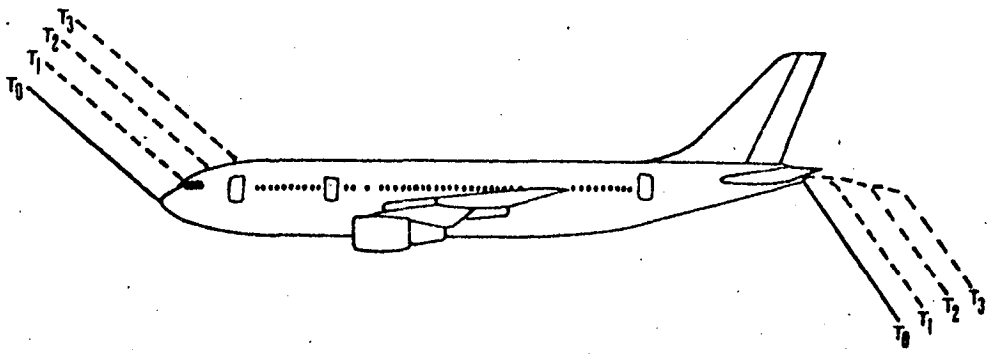


Figure 7

/13-5

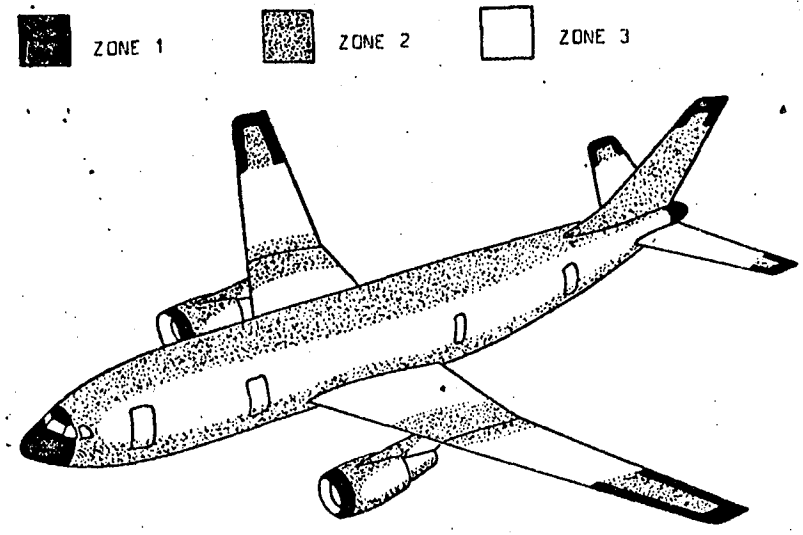


Figure 8

The impulsive component A (Figure 3) is characterized by the following:

- the time To, time from zero to Imax /13-3
- the rate of ascent $\frac{di}{dt}$
- the time Ti, time for the mid-amplitude to be reached
- Imax
- the charge transfer $Q = \int i dt$
- the integral of the action $\int i^2 dt$

The continuous component (Figure 4) is characterized by the following parameters:

- the duration To
- the maximum value, Imax
- the charge transfer $Q = \int i dt$

The table of Figure 5 gives an idea of the average value and the maximum value of the various parameters for lightning flashes between clouds and the ground.

2.3 Lightning strikes on an aircraft in flight (Figure 6)

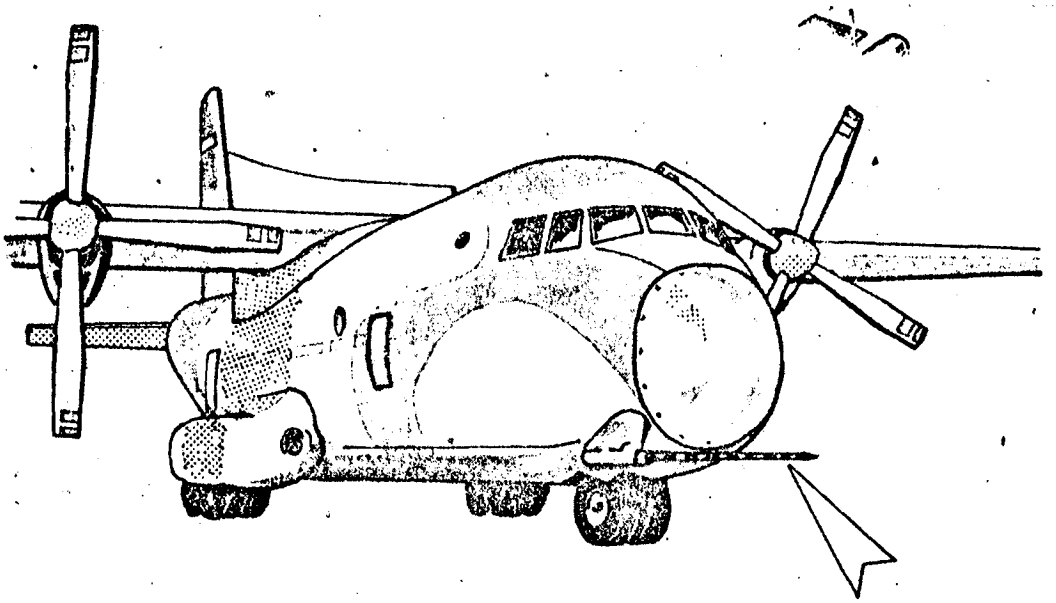


Figure 9

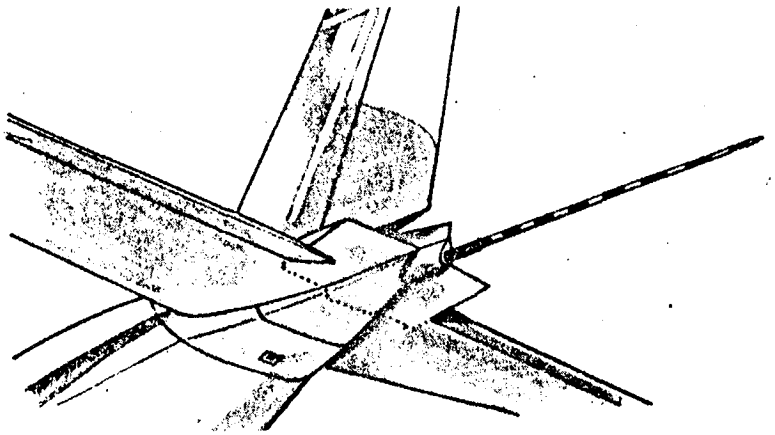


Figure 10

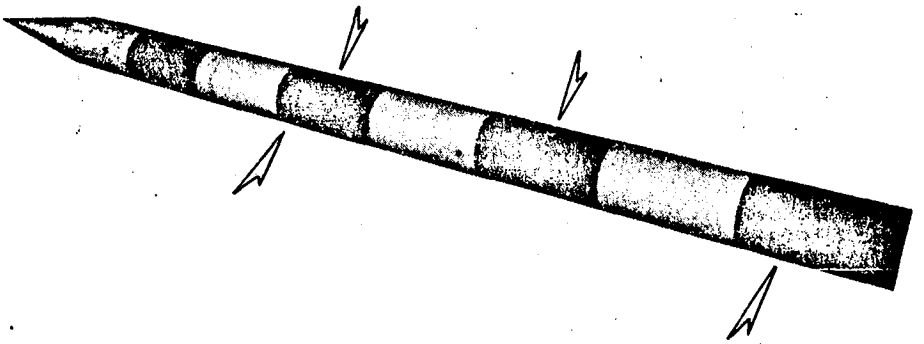


Figure 11

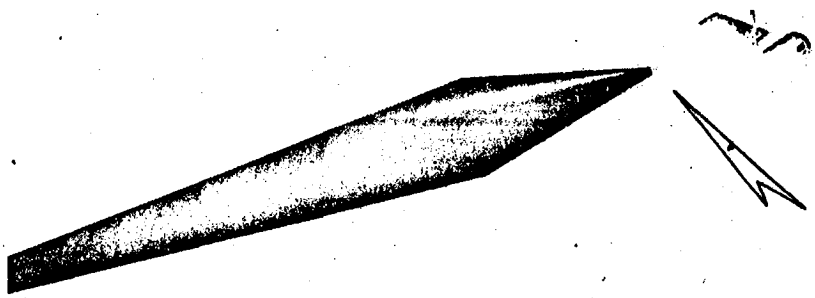
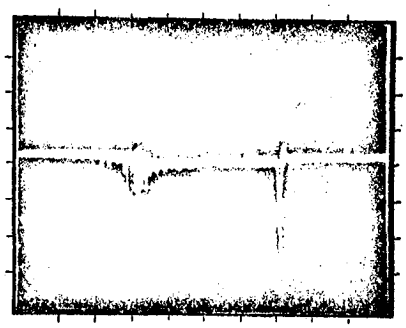


Figure 12



horizontal scale: 1 ms per division
vertical scale: 20 kA per division

Figure 13

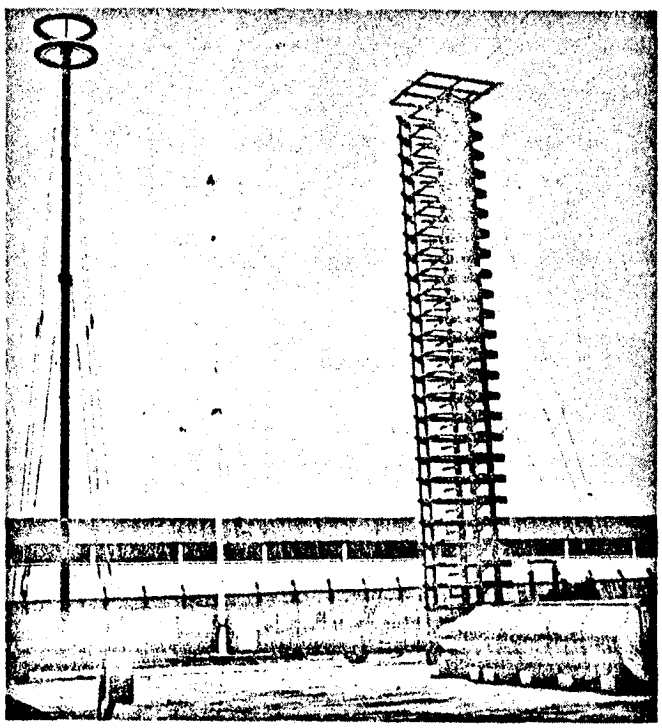


Figure 14

/13-8

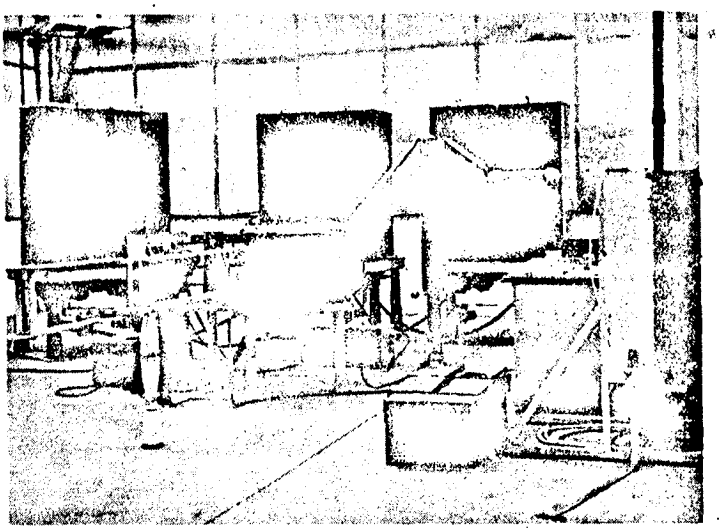


Figure 15

When an aircraft is struck by lightning during flight, its structure passes through a current, whose characteristics were defined in Section 2. Over certain parts of the aircraft, the attachment point of the arc is fixed, and along other parts it is displaced. This phenomenon is called "sweeping of the lightning" and corresponds to the fact that the arc is fixed in space but the aircraft is moving (Figure 7).

Over certain parts of the structure, this "sweeping of /13-4
the lightning" is translated by a succession of attachment points. Thus, one can define three zones on the aircraft.

- zone 1: surface over which there is a high probability that the first lightning strike will impact there
- zone 2: surface over which there is a large probability that there will be a "sweeping of the lightning".
- zone 3: surfaces other than those defined by zones 1 and 2. These surfaces can be traversed by the lightning current due to conduction between two attachment points.

3. CONSEQUENCES OF LIGHTNING STRIKES

The consequences of a lightning strike are of two types, related to direct effects and indirect effects.

3.1 Direct effects

The direct effects are those which affect the structure and which are translated into mechanical damage: Fusion points, bursting of the fairings, etc.

This damage depends on the electrical characteristics of the lightning current, and only a few parameters play an important role.

For the impulsive component
- Imax
- action integral $\int i^2 \, dt$

For the continuous component
- Imax
- duration
- charge transfer $\int i dt$

3.2 Indirect effects

The direct effects are those induced by the lightning current at the level of the cabling and equipment on board (electro-magnetic coupling). The induced overvoltages are a function not only of the lightning current (Imax and $\frac{di}{dt}$ of the impulsive components) but also of the characteristics of the structure.

The attenuation of the electromagnetic fields caused by the shielding action of the aircraft's skin plays a very important role.

4. FLIGHT EXPERIENCE--MEASUREMENT OF LIGHTNING CHARACTERISTICS USING A TRANSALL AIRCRAFT

The characteristics of lightning discussed in Paragraph 2.2 come from measurements on the ground, i.e., for lightning flashes between the clouds and the ground. At the present time, no char-aracteristic values are known about lightning flashes between

clouds or inside of clouds and these flashes are twice as numerous as those which hit the ground.

In order to find out the characteristics of lightning flashes at high altitudes, the French Aeronautical Technical Services decided to start a measurement program. The flight test center (CEV) and the Toulouse Aeronautical Test Center (CEAT) with the participation of the AIA at Clermont-Ferrand and the SEFTIM, in the summer of 1978 performed a measurement campaign in using a Transall (Figure 9). The aircraft is equipped with two four meter long booms (Figure 10) which each carry a coaxial measurement shunt. /13-6

In addition to specific measurements, other parameters were also reported (magnetic fields, skin current, overvoltage in the onboard networks and in equipment).

Figure 11 shows the phenomenon of lightning sweep for the forward boom.

Figure 12 shows the attachment of the lightning bolt at the rear boom. /13-7

During 17 flights, 13 recordings were made. The results obtained showed that the measured current values are less than the envelope of current values measured between the cloud and the ground.

A future measurement campaign is planned for the summer of 1980.

Figure 13 shows the recording of a typical lightning bolt.

5. SIMULATION METHODS IN THE LABORATORY

The simulation of lightning in a laboratory is a difficult technical problem at the present time: Simultaneous generation

of a very high voltage and a very high current.

This problem was resolved by separating the two parameters.

A first simulator, generator of a voltage shock (Figure 14), allows one to obtain voltage pulses. /13-8

Installation at CEAT, 5 million volts: the electrical arc obtained is between 6 to 7 meters long and allows one to determine the impact points and the paths.

A second simulator (Figure 15) is a current shock generator which allows one to obtain current pulses (installation at CEAT, 200,000 A followed by a continuous component of 500 Coulomb).

The current which is obtained is injected at impact points which were determined beforehand to be in a state of a voltage shock; it allows one to evaluate the behaviour of the structures. In effect, it is the current which produces damage in the composite materials.

The lightning sweeping phenomena can be realized either by the displacement (linear or circular) of the sample or by blowing the arc (magnetic blowing or air blowing).

6. CHARACTERIZATION OF THE LIGHTNING RESISTANCE OF COMPOSITE MATERIALS

After demonstrating the vulnerability of composite materials with respect to lightning, the purposes of the results presented at this conference are the following:

- comparison of the lightning resistance of boron and carbon-epoxy materials
- study of the influence of the material making up of the honeycomb base of sandwiched structures (light alloy or Nomex;

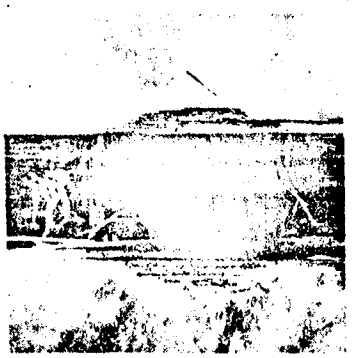
- comparative study of protection systems
- objective evaluation of damage
- experimental approach to the real situation: lightning strike with sweeping

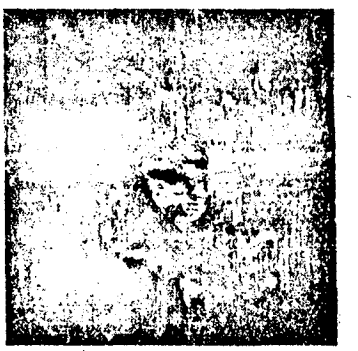
First, the tests were carried out with carbon and boron-epoxy composites. The present experiments only consider carbon-epoxy materials.

6.1 Comparative resistance to lightning of boron and carbon epoxy

Because of the difficulty of experimentally obtaining an electrical charged transfer with boron-epoxy (a non-conductor), we can only compare the two materials for a current pulse (impulsive component).

The following two photographs show the damage obtained on two plates having an equivalent thickness (1mm) after a 200 kA shock without any charge transfer

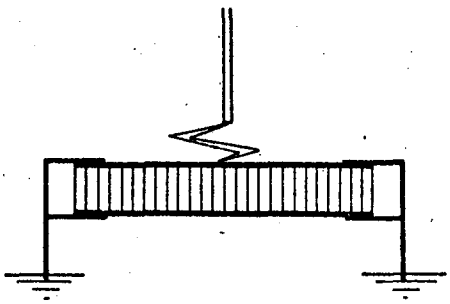




6.2 Influence of the material for the honeycomb base of sandwiched structures

The following results were obtained with coverings made of boron-epoxy composite with a thickness of 1mm, and a honeycomb metal or nomex core.

Test set up: /13-9

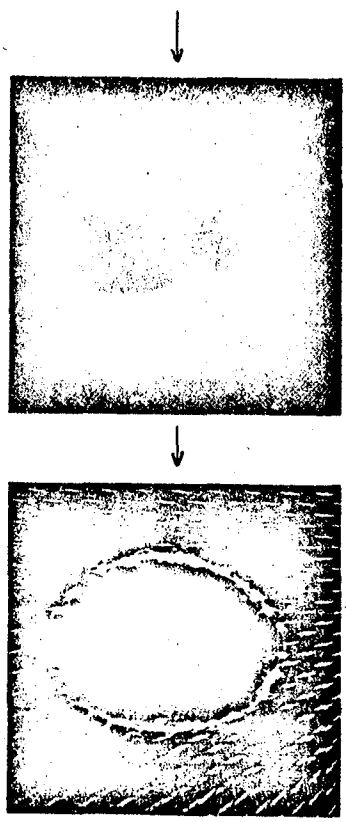


Characteristics of the lightning wave: 50 kA shock without charged transfer.

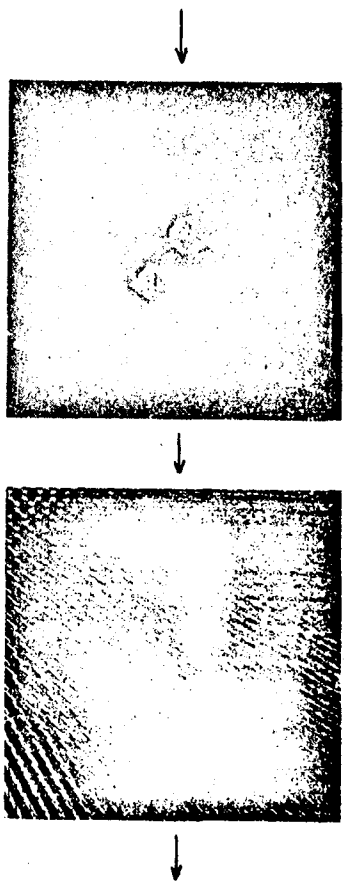
The following illustrations show the following:

- top view of the damage
- a radiograph of the honeycomb
- a transverse cross section of the sample after the test.

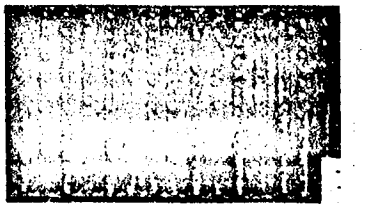
Metallic AG5 honeycomb



Nomex honeycomb



/13-9



/13-10

With the non-conducting Nomex honeycomb, the cord does not seem to be highly damaged and, therefore, the perforation of the covering is less.

These results were confirmed with carbon-epoxy skins.

6.3 Comparative study of protection systems

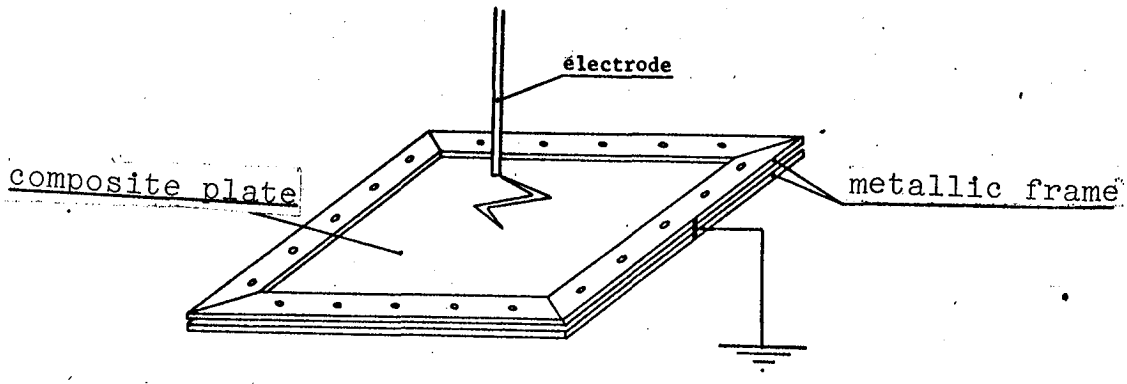
If we consider the lightning rod effect of metallic coverings to be insufficient, the protection of composite structures can only be obtained by making their surface conducting.

To this end, several technologies are possible:
- pasting on of small sheets or metallic strips (aluminum, steel, inox alloys);
- electrical-conducting paint
- grids

After several preliminary tests in France on the various procedures, the system of bronze grills seemed to us to be the best considering the surface mass/efficiency ratio.

A test campaign within a cooperation program with the Federal Republic of Germany (IABG) allowed us to study in a precise way the efficiency of this type of protection and the various lightning bolt parameters (current shock and charged transfer).

- material tested: T300-N5208 carbon-epoxy, in monolithic plates with 8 orthogonal layers (0.90°)
- test set-up



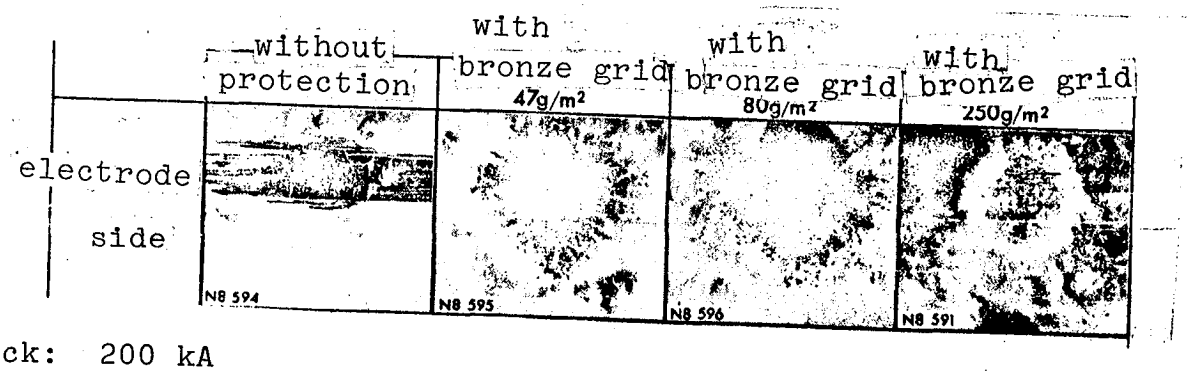
Protection:

- bronze grids with surface mass of 47 g/m^2 - 80 g/m^2 and 250 g/m^2 (installed on a single face, on the electrode side).

All of these samples were painted.

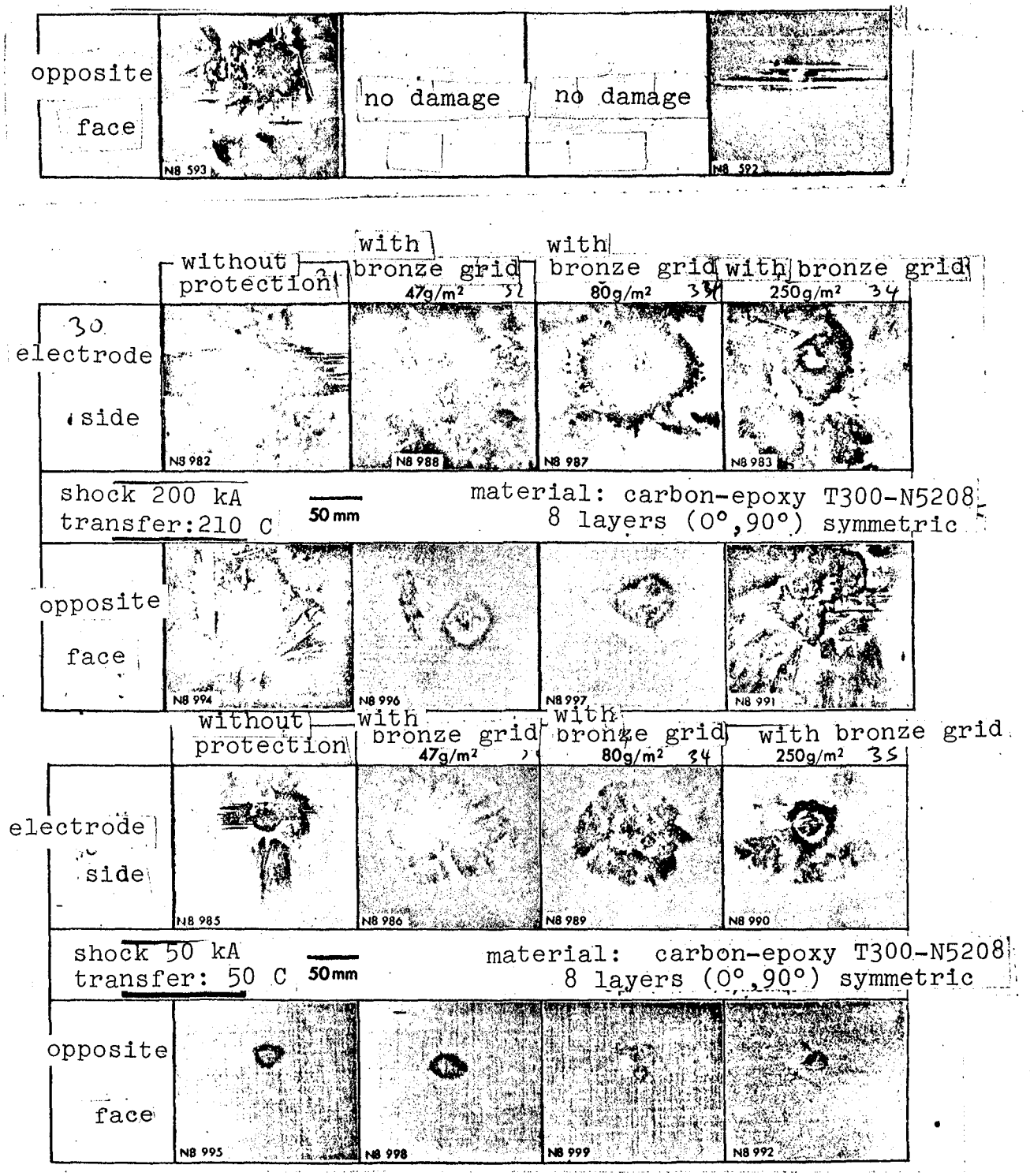
The following illustrations allow one to compare the efficiency of these protections against three types of lightning.

- 200 kA shock without charged transfer
- 200 kA shock with a transfer of 210 Coulomb
- 50 kA shock with transfer of 50 Coulomb



Shock: 200 kA
transfer 0

material: carbon epoxy T300-N5208
8 layers (0°,90°) symmetric


opposite face
no damage
no damage
without protection
with bronze grid 47g/m² 32
with bronze grid 80g/m² 33
with bronze grid 250g/m² 34
30
electrode side
N8 982
N8 988
N8 987
N8 983
shock 200 kA
transfer: 210 C
50 mm
material: carbon-epoxy T300-N5208
8 layers (0°,90°) symmetric
opposite face
N8 994
N8 996
N8 997
N8 991
without protection
with bronze grid 47g/m²
with bronze grid 80g/m² 34
with bronze grid 250g/m² 35
electrode side
N8 985
N8 986
N8 989
N8 990
shock 50 kA
transfer: 50 C
50 mm
material: carbon-epoxy T300-N5208
8 layers (0°,90°) symmetric
opposite face
N8 995
N8 998
N8 999
N8 992

Inspection of these photographs allows one to draw the following conclusions:

The protection does not seem to be in proportion to the specific surface mass of the grid; the damage obtained with 250 g/m^2 is greater than that obtained with 47 and 80 g/m^2 (in particular for the current wave).

Even though it is very efficient against a current shock, the protection using a bronze grid has a small influence on the transfer of energy (see 50 kA - 50 C shocks).

6.4 Objective evaluation of structural damage produced by lightning

The above photographs show that the impact of lightning on a composite material is translated into a perforation of this plate to a greater or lesser extent.

Visually, the appearance of this damage is completely comparable with what is observed when a low velocity projectile without an ogive nose hits the plate.

For the carbon epoxy material, the local loss of static resistance due to the effect of stress concentration by a loose hole is on the order of between 30-50% (it follows the orientation of the folds).

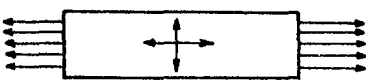
Numerous tests carried out up to the present time show that the delamination of the layers torn at the edges of the holes by fatigue wear leads to a recovery of a great part of this local resistance loss.

From the point of view of a structural engineer, it is necessary to know whether there is additional damage beyond that which can be seen from a mechanical impact, for which the loss of local

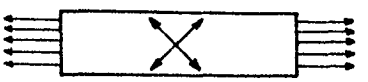
static resistance would be equal to that caused by a smooth hole.

In order to remove this uncertainty, residual resistance tests were carried out on samples which visually showed no damage and were located in a direct vicinity of the impacts.

In order to independently determine the fracture properties due to the fibers or the matrix, tests were carried out on plates having an orthogonal configuration (0,90°) with the measurement of samples which were parallel to the direction of the reinforcement and at 45° with respect to the reinforcement. /13-12

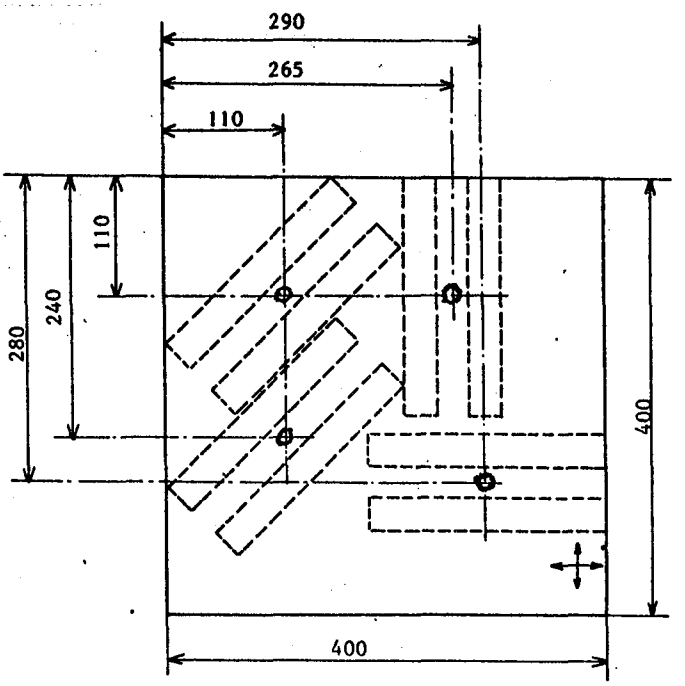


fracture "commanded" by the fibers



fracture "commanded" by the matrix

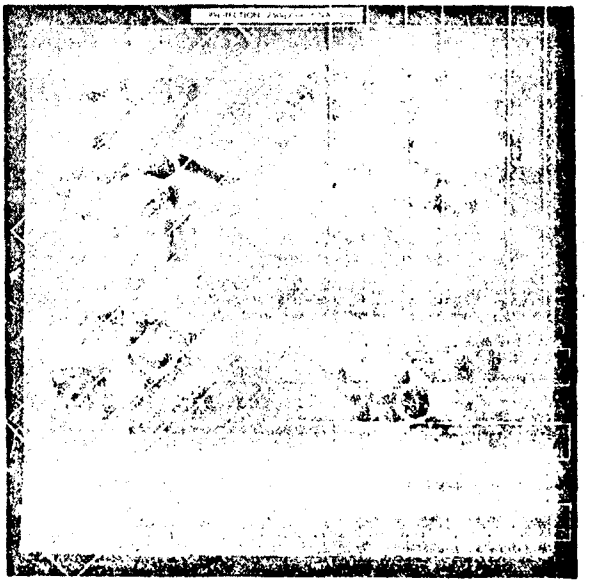
Four identical shocks were carried out using monolithic plates with eight layers and a size of 400 x 400 mm, with the same test configuration as the one shown above (see Section 6.3). Two traction samples 200 x 25 mm could, therefore, be measured around each of the impacts.



Lightning cases studied:

- 50 kA plus 50 C (without protection (47 g/m2
  with bronze grid (80 g/m2
  of (250 g/m2
- 200 kA plus 210 C with bronze grid of (47 g/m2
  (80 g/m2

The following photograph shows the principle of measuring the samples with respect to the impacts. This is in the immediate vicinity of the perforation in a generally artificially blackened zone, but in an area where we find neither cut fibers nor burned resin.



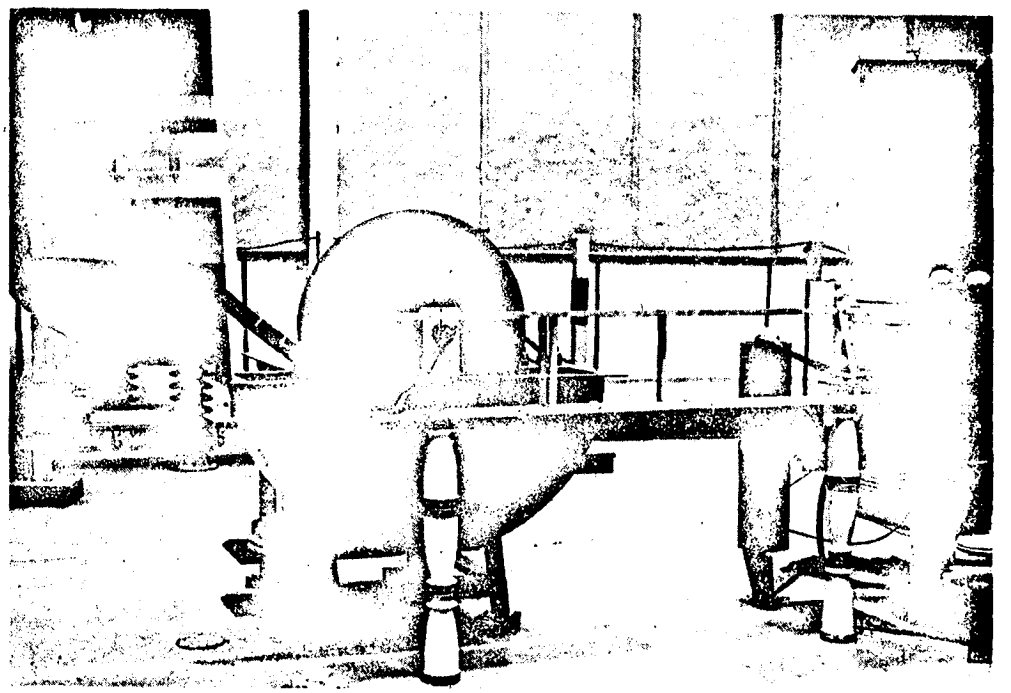
For any of the lightning types or the types of protection, the results of these mechanical tests do not show any damage to the resistance, except the damage caused by the perforation itself. /13-13

6.5 Experimental approach to the real lightning phenomena with sweeping.

The flight tests carried out on the Transall allowed us to show the displacement of the lightning bolts over the aircraft structure.

This sweeping effect implies a local energy transfer, which is less than in a static experiment and, therefore, the damage produced is of lesser importance.

In order to provide the most realistic ground simulation, the CEAT developed an experimental facility where the sweeping is obtained by rotation of a disk which is made of the material being tested. This rotation takes place in front of the electrode.



The energy is taken off through the disk axis.

Using this principle, the sweep rate is greatly limited by the centrifugal forces and the maximum "reasonable" diameter of the sample.

Tests could be carried out on composite material disks having a diameter of 600 mm with a velocity of 15 km/h at the electrode.

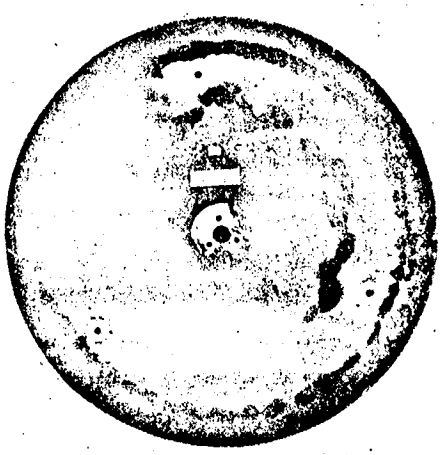
For these experimental conditions, results obtained on sandwiched disks with nomex cores and carbon-epoxy T300-N5208 skins with 8 layers showed that the damage caused by the following two shocks was equivalent:

- 200 kA - 150 C over 0.3 seconds of sweep
- 200 kA - 50 C without sweep (static)

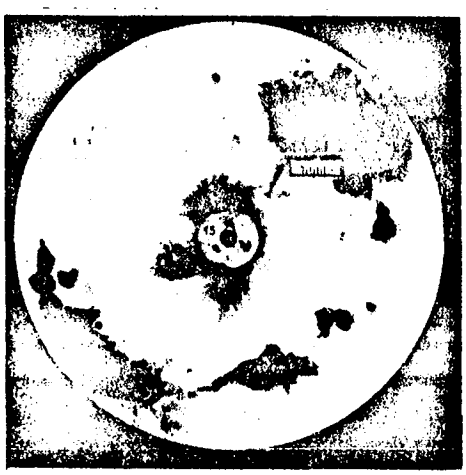
These dynamic lightning tests also show the influence of the protective paint layer.

The following photographs show the effect of damage concentration produced by a non-conducting paint.

Test configuration 200 kA plus 150 C over 0.3 seconds with 15 km/h sweep.



unpainted



painted

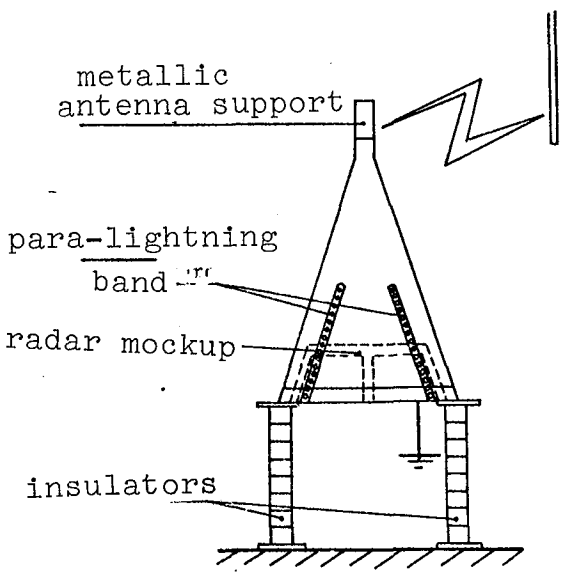
7. LIGHTNING TESTS ON REAL STRUCTURES /13-14

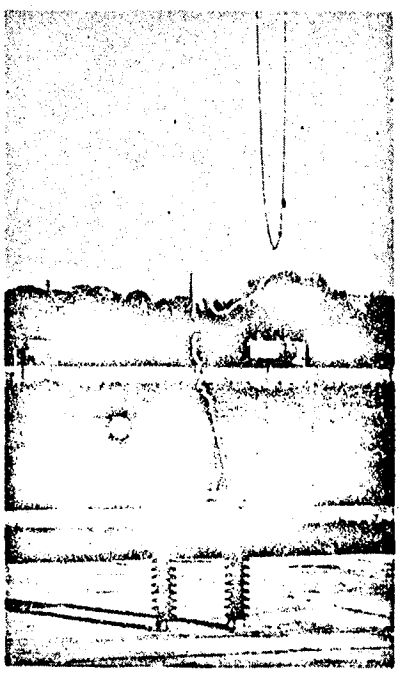
The objective of these tests was to determine the impact points and the paths of the lightning in the structure. These tests could then be used to evaluate the efficiency of natural lightning rods (iron works and metallic coverings of the structure) or artificial lightning rods (conductive bands, especially designed for capturing the lightning and for allowing its current to pass through them).

These tests were performed at voltage shock installations. Additional evaluations of current shocks were necessary to determine the real damage risks within impact zones of the lightning and along the path of the lightning.

The following document shows the efficiency tests of a segmented lightning rod band on a glass-epoxy radome.

On the band we can very clearly see the flow of the lightning. This band was made up of conducting beads with a diameter of 2.5 mm and separated by 0.3 mm (attachment on a resin epoxy film using the principle of printed circuits).





8. CONCLUSION

The first problems of lightning vulnerability of composite materials appeared on radomes in various antenna fairings made of glass-epoxy. These problems were and still remain very complex and their solution is always counteracted by the requirements for the magnetic permeability of these types of structures.

At the beginning of the 70's, simple protection systems such as flashy conductive bands were systematically designed as a first generation of high modulus composite material structure parts (control surfaces and empennages), which did not require the magnetic permeability.

Considering the relatively small area of these structures, their position on the aircraft and the extensive metal coverings on the aircraft, the probability of a direct lightning on these composites is very small. Therefore, heavy protective coverings soon seemed to be superfluous for them.

The present development of applications towards much larger structures (control surfaces, wings) with which much less metallic surface, therefore, once again brings up the problem of the sensitivity to lightning. In addition to direct structural damage, we have the dielectric opening problem of the elements. There is also the risk of the destruction of electrical circuits located inside them. In the future, it is likely that the problem of lightning protection of composite material structures will be approached from this direction.

Results obtained in the laboratory on these materials show that the effect of lightning is similar to a slight perforation due to mechanical impact, and that the magnitude of the damage can be considerably reduced using simple and light protection. When designed, this structure has to tolerate such damage. We still have to gain additional experience on the connections, and thick

monolithic panels which could contain fuel, and experience on lightning impact in structures under mechanical stress.

EVALUATION DU COMPORTEMENT A LA FOUDRE DE STRUCTURES EN MATERIAUX COMPOSITES HAUT MODULE

par
J. ROUCHON, D. GALL
CENTRE D'ESSAIS AERONAUTIQUE DE TOULOUSE
23, avenue Henri Guillaumet
31056 - TOULOUSE CEDEX
France

RESUME

Le foudroiement en vol d'un aéronef est un phénomène relativement fréquent qui se traduit par des endommagements voire des destructions au niveau, d'une part des équipements, d'autre part des structures et en particulier celles en matériaux composites.

Ce document, après quelques généralités sur la foudre, (mesure des caractéristiques de la foudre en vol, procédés de simulation au sol), présente des résultats d'essais effectués en laboratoire sur des échantillons (monolithiques en carbone-époxy, sandwichs avec revêtements bore-époxy), des éléments de structures réels, ainsi que les procédés de contrôle associés.

1 - GENERALITES SUR LE FOUDROIEMENT DES AERONEFS

On estime que globalement, il existe dans le monde à tout instant 2000 à 5000 orages produisant environ une centaine d'éclairs par seconde. Ces orages ne sont pas répartis uniformément autour du globe terrestre. On note en effet environ 200 jours d'orage par an dans les zones équatoriales, alors que dans les zones tempérées on n'en relève seulement que quelques dizaines.

On comprend dès lors que les aéronefs, évoluant à proximité ou dans les masses nuageuses, soient foudroyés en vol.

Les statistiques, à l'échelon mondial montrent qu'à l'heure acutelle, la fréquence des foudroiements est de l'ordre de :

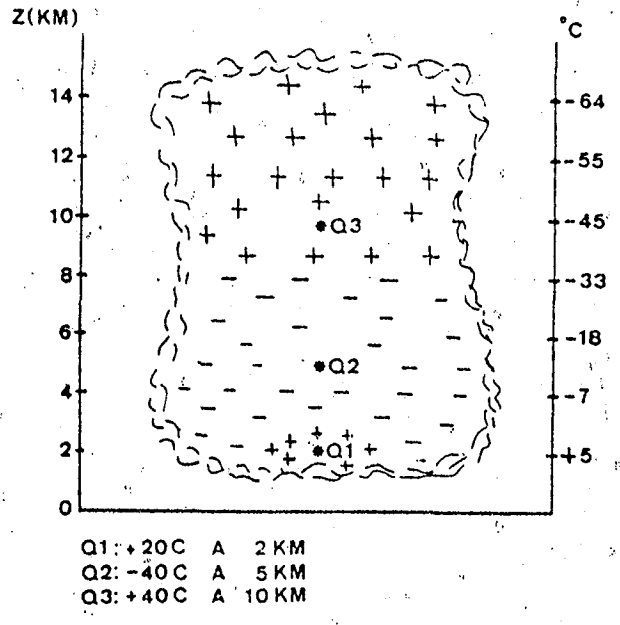
- 1 toutes les 2000 heures de vol pour les courts et moyens courriers.
- 1 toutes les 5000 heures de vol pour les longs courriers

Cette différence est due au fait que les avions courts et moyens courriers ont un temps de vol par mission en basse et moyenne altitude supérieur à celui des longs courriers. Le maximum des foudroiements a lieu à une altitude comprise entre 1000 et 4000 m .

Il importe donc, qu'au cours de la trentaine de coups de foudre que subissent les avions pendant leur vie, il n'encourent non seulement pas de risques catastrophiques, mais encore que les endommagements soient minimes. Les structures composites étant beaucoup plus sensibles aux effets de la foudre que les structures métalliques, des études et essais ont donc été entrepris afin de mesurer les risques et définir des protections spécifiques.

2 - MECANISMES DU FOUDROIEMENT

2.1. Origine de la foudre



SCHEMA D'UN NUAGE ORAGEUX

- fig. 1 -

L'origine de la foudre se situe généralement au niveau des nuages à développement vertical tels que les cumulo-nimbus (fig. 1). A l'intérieur de ce type de nuages, les violents courants d'air entraînent les gouttelettes d'eau qui par frottement, se chargent en électricité. Ces gouttelettes se répartissent, à l'intérieur du nuage, en îlots de charges électriques plus ou moins nombreux.

Lorsque le champ électrique E = V/d, V différence de potentiel exprimée en volts (plusieurs centaines de millions de volts dans le cas de foudre), d la distance entre les îlots, atteint une valeur suffisante (environ 500 000 V/m) un arc électrique jaillit entre ces charges.

On distingue généralement deux types de coups de foudre :

- ceux entre les nuages et le sol (30 % des cas)
- ceux entre nuages, ou à l'intérieur d'un même nuage (70 % des cas).

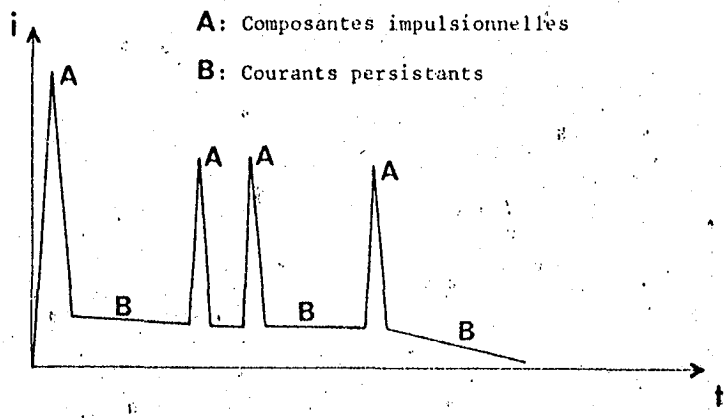
Pour les coups de foudre entre nuage et sol, on distingue :

- les coups positifs : amorçage des charges positives du nuage (10 % des cas)
- les coups négatifs : amorçage des charges négatives du nuage (90 % des cas)

2.2. Caractéristiques de la foudre

L'arc électrique qui jaillit entre les charges électriques de signe opposé est constitué de deux types de composantes :

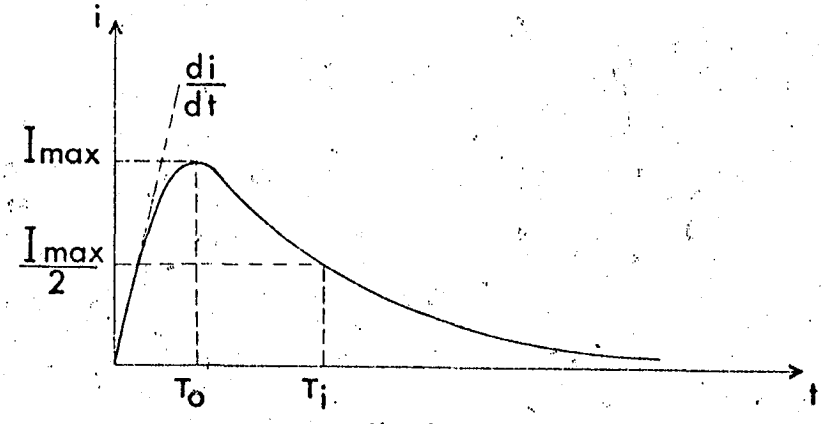
- des composantes impulsionnelles
- des composantes persistantes



- fig. 2 -

L'ensemble du phénomène a une durée qui peut varier entre quelques dizaines de millisecondes et 1,5 s. La température de l'arc électrique, d'un diamètre de quelques cm à quelques dizaines de cm, est d'environ 20 000 à 30 000° K.

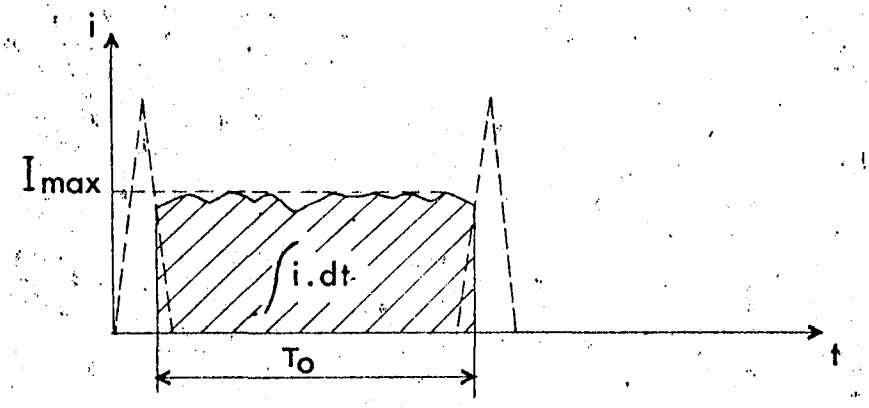
La composante impulsionnelle A (fig.3) est caractérisée par :



- fig. 3 -

- le temps To, temps de zéro à I max
- le taux de montée $\frac{di}{dt}$
- le temps Ti, temps à mi-amplitude
- I max
- le transfert de charge $Q = \int idt$
- l'intégrale d'action $\int i^2 dt$

La composante persistante (fig. 4) est caractérisée par :



- fig. 4 -

- la durée To
- la valeur max, I max
- le transfert de charge $Q = \int idt$

Le tableau suivant donne à titre indicatif, une valeur moyenne et une valeur maxi de ces différents paramètres pour les coups de foudre entre nuage et sol.

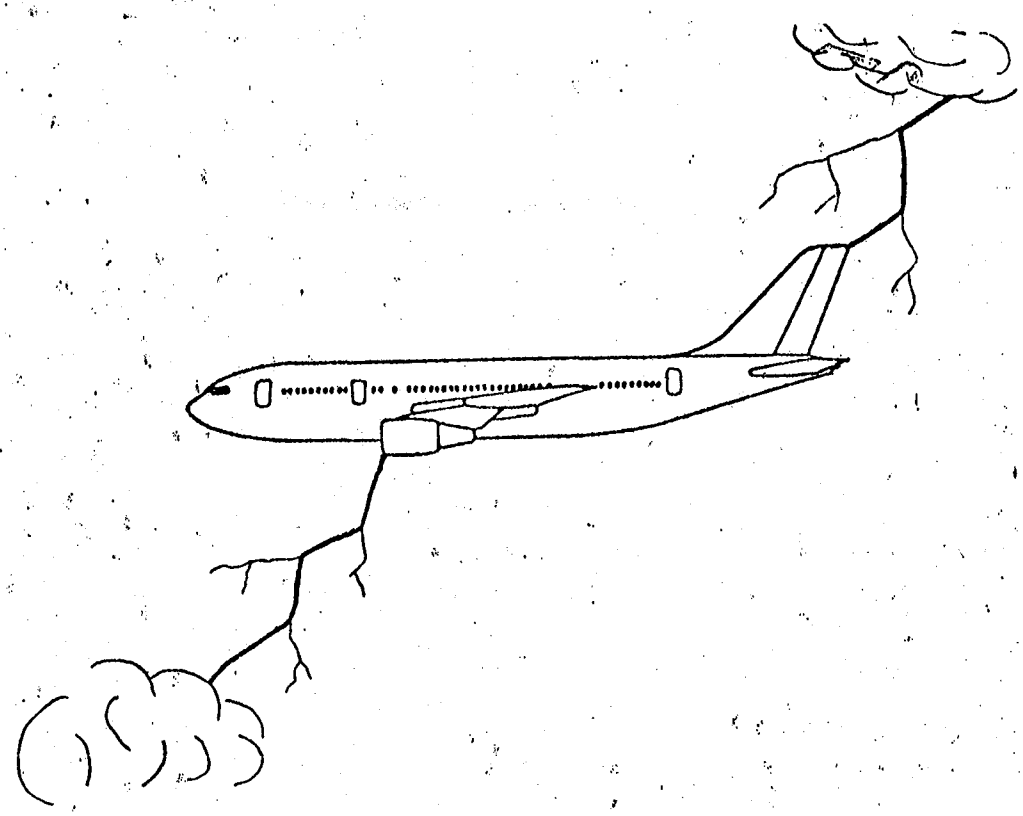
	UNITES	VALEURS MOYENNES	VALEURS MAXIMALES
COMPOSANTES IMPULSIONNELLES			
. Valeur maximale Imax	kA	40	200
. Temps de montée (0 à Imax)	µs	50	* 0,1
. di/dt	kA/µs	10	100
. Temps de décroissance (Imax à Imax/2)	µs	100	1000
. Transfert de charge $\int i\,dt$	C	10	100
. Intégrale d'action $\int i^2\,dt$	10^6 $A^2.s$	0,1	10
COURANT PERSISTANT			
. Valeur maximale	kA	1	5
. Durée totale	ms	50	800
. Transfert de charge $\int i\,dt$	C	50	250

* Valeur minimale

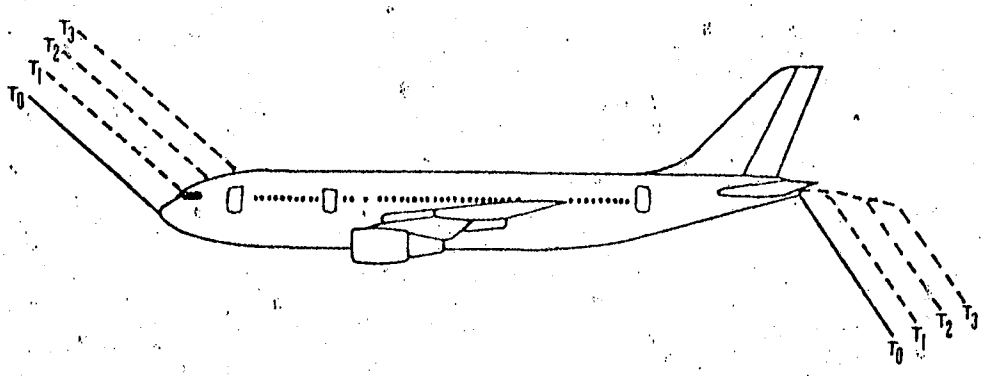
- fig. 5 -

2.3. Foudroiement d'un avion en vol (fig. 6)

Lorsqu'un avion est foudroyé en vol, sa structure est traversée par le courant dont les caractéristiques ont été définies au § 2.2. Sur certaines parties de l'avion le point d'attachement de l'arc est fixe, alors que sur d'autres il se déplace. Ce phénomène appelé " balayage de foudre" correspond au fait que l'arc est fixe dans l'espace, alors que l'avion, lui est mobile (fig. 7).



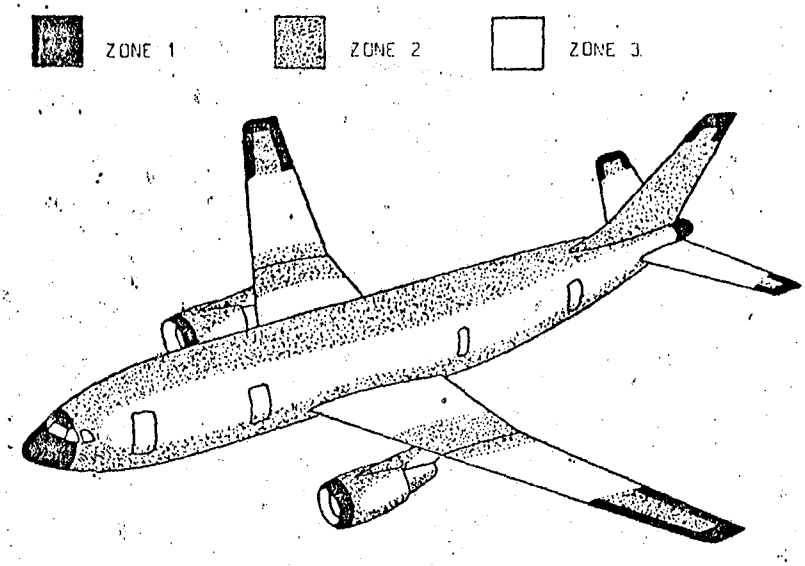
- fig. 6 -



- fig. 7 -

Sur certaines parties de la structure, ce "balayage de foudre" se traduit par une succession de points d'attachement . On définit ainsi 3 zones sur un avion :

- zone 1 : surface pour laquelle il y a une grande probabilité qu'il se produise le premier impact de foudre .
- zone 2 : surface pour laquelle il y a une grande probabilité qu'il y ait "balayage de foudre".
- zone 3 : surfaces autres que celles définies par les zones 1 et 2. Ces surfaces sont cependant susceptibles d'être parcourues par conduction par le courant foudre entre deux points d'attachement.



- fig. 8 -

3 - CONSEQUENCES DU FOUDROIEMENT

Les conséquences d'un foudroiement sont de deux types, celles liées aux effets directs et celles liées aux effets indirects.

3.1. Effets directs

Les effets directs sont ceux occasionnés à la structure et qui se traduisent par des dégâts mécaniques : points de fusion, éclatement de carène, etc.

Ces dégâts dépendent bien entendu des caractéristiques électriques du courant foudre, cependant seuls certains paramètres jouent un rôle prépondérant :

- pour la composante impulsionnelle
  - . I max
  - . Intégrale d'action $\int i^2 \, dt$
- pour la composante persistante
  - . I max
  - . durée
  - . transfert de charge $\int i dt$

3.2. Effets indirects

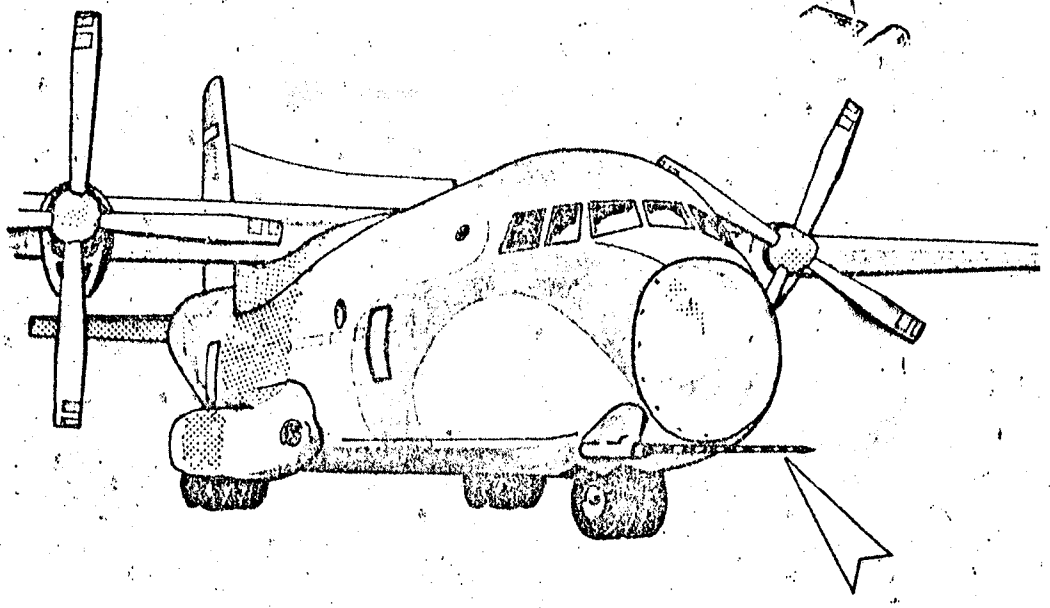
Les effets indirects sont ceux induits par le courant foudre au niveau des câblages et équipements de bord (couplage électromagnétique). Les surtensions induites sont fonction non seulement des caractéristiques du courant foudre (I max et $\frac{di}{dt}$ de la composante impulsionnelle) mais aussi de celles de la structure.

L'atténuation des champs électromagnétiques apportée par effet de blindage de la peau de l'avion joue alors un rôle très important.

4 - EXPERIENCE EN VOL - MESURE DES CARACTERISTIQUES DE LA FOUDRE A L'AIDE D'UN AVION TRANSALL

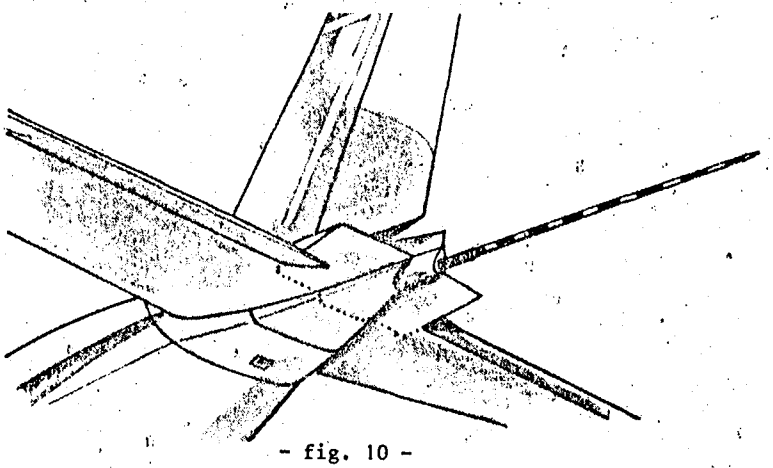
Les caractéristiques de la foudre données au paragraphe 2.2. proviennent de mesures au sol, c'est-à-dire pour les coups de foudre entre nuage et sol. On ne connaît à l'heure actuelle, aucune valeur des caractéristiques des coups de foudre entre nuages ou à l'intérieur d'un nuage, coups de foudre deux fois plus nombreux que ceux impactant le sol.

Afin de connaître les caractéristiques des coups de foudre en altitude, les Services Techniques Aéronautiques français ont décidé de lancer un programme de mesures. Le Centre d'Essais en Vol (CEV) et le Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (CEAT) avec la participation de l'AIA de CLERMONT-FERRAND et de la SEFTIM ont, au cours de l'été 1978 réalisé une campagne de mesures à l'aide d'un avion TRANSALL (fig. 9). L'avion a été équipé de 2 perches de 4 m. de longueur (fig. 10) munies chacune d'un shunt de mesure coaxial.



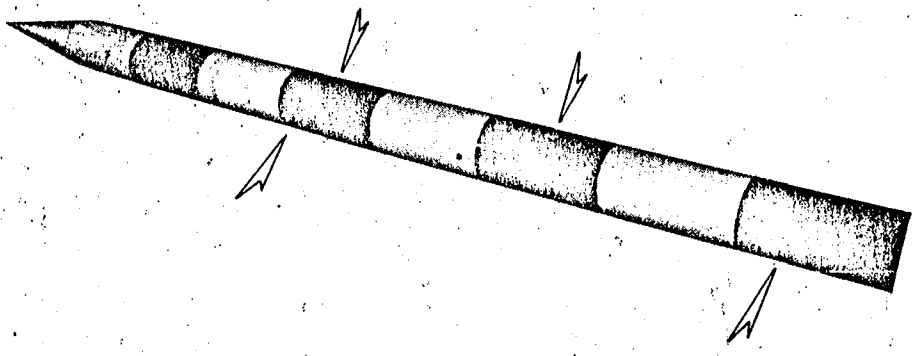
- fig. 9 -

Outre ces mesures spécifiques, d'autres paramètres ont été enregistrés (champ magnétique, courant de peau, surtension dans les réseaux de bord et sur équipements).



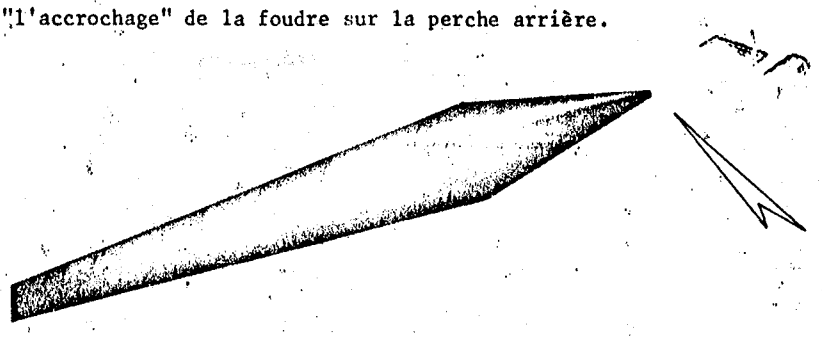
- fig. 10 -

La figure 11 montre le phénomène de balayage de foudre sur la perche avant.



- fig. 11 -

La figure 12 montre "l'accrochage" de la foudre sur la perche arrière.

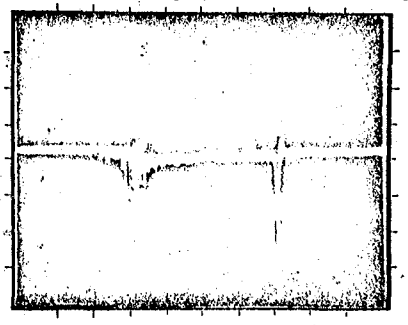


- fig. 12 -

Au cours de 17 vols, 13 enregistrements ont été effectués. Les résultats obtenus montrent que les valeurs du courant mesuré restent à l'intérieur de l'enveloppe des courants mesurés entre nuage et sol.

Une prochaine campagne de mesure est prévue au cours de l'été 1980.

La figure 13 montre un enregistrement d'un coup de foudre typique.



Echelle horizontale : 1 ms par division
Echelle verticale : 20 kA par division

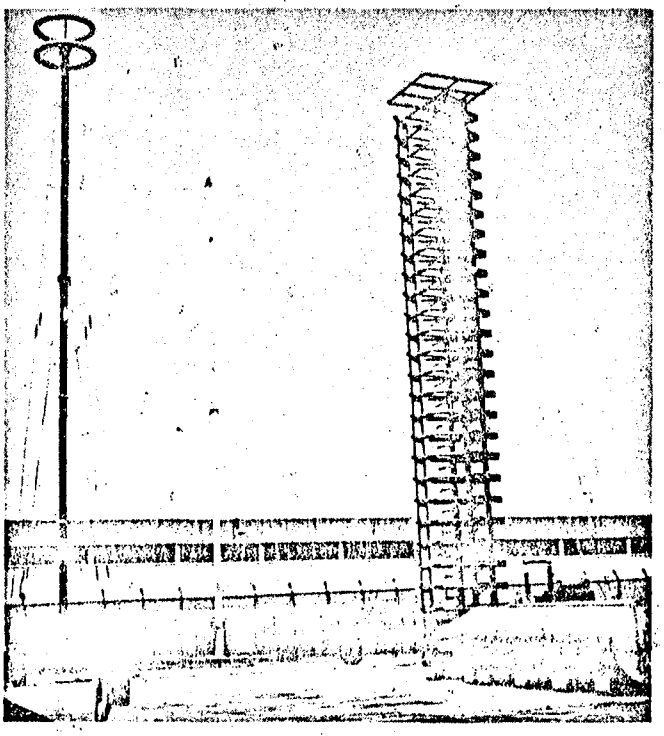
- fig. 13 -

5 - MOYENS DE SIMULATION EN LABORATOIRE

La simulation en laboratoire de la foudre pose un problème technique difficilement concevable à l'heure actuelle : génération simultanée de très haute tension et très fort courant.

Ce problème a été résolu en séparant les deux paramètres.

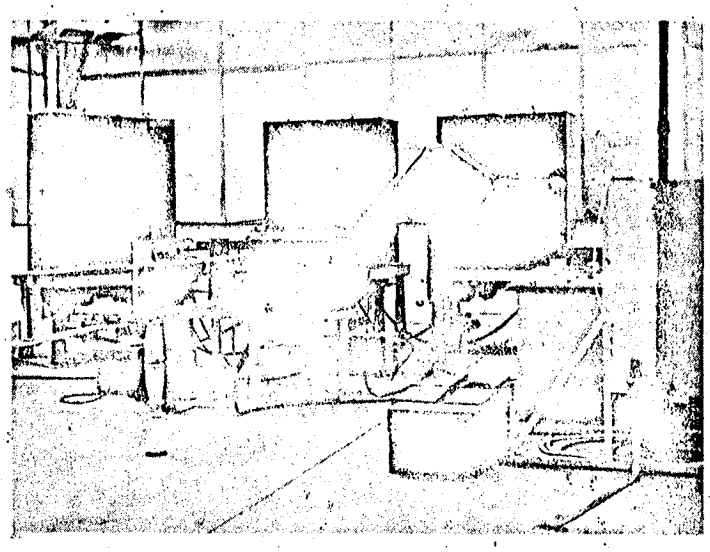
Un premier simulateur, générateur de choc de tension (fig. 14) permet d'obtenir des impulsions de tension.



- fig. 14 -

Installation du CEAT, 5 millions de volts : l'arc électrique obtenu, 6 à 7 m de longueur permet de déterminer les points d'impact et les cheminements.

Un deuxième simulateur (fig. 15) générateur de choc de courant permet d'obtenir des impulsions de courant (installation du CEAT, 200 000A suivis d'une composante continue de 500 Coulomb).



- fig. 15 -

Le courant obtenu, injecté aux points d'impact préalablement déterminés en choc de tension, permet d'évaluer la tenue des structures. C'est en effet le courant qui provoque les endommagements sur les matériaux composites.

Le phénomène de balayage de foudre peut être réalisé, soit par déplacement (linéaire ou circulaire) de l'éprouvette, soit par soufflage de l'arc (soufflage magnétique ou soufflage d'air).

6 - CARACTERISATION DE LA RESISTANCE AU FOUDROIEMENT DES MATERIAUX COMPOSITES

Après une mise en évidence de la vulnérabilité des matériaux composites vis à vis de la foudre, les objectifs des résultats présentés dans cette conférence sont les suivants :

- comparaison de la résistance à la foudre des bore et carbone-époxy
- étude de l'influence du matériau constituant l'âme en nid d'abeille des structures sandwiches (alliage léger ou Nomex).
- étude comparative des systèmes de protection
- évaluation objective des endommagements
- approche expérimentale du phénomène réel : foudroiement avec balayage.

Si dans un premier temps, les essais ont été réalisés sur des composites carbone et bore-époxy, les expérimentations actuelles ne concernent plus que le carbone-époxy.

6.1. Résistance à la foudre comparée des bore et carbone-époxy

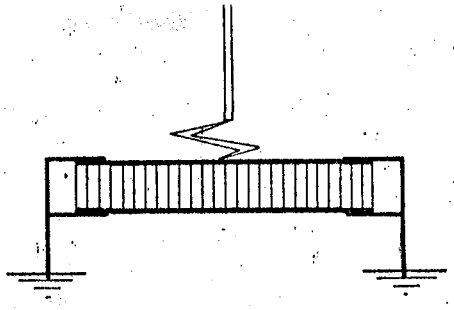
La difficulté d'obtenir expérimentalement un transfert de charge électrique avec le bore-époxy (non conducteur), ne permet de comparer les deux matériaux que vis à vis d'un choc de courant seul (composante impulsionnelle).

Les deux photos ci-après montrent les dégâts obtenus sur deux plaques d'épaisseur équivalente (1 mm) après un choc de 200 kA sans transfert de charge.

6.2. Influence du matériau constituant l'âme en nid d'abeille des structures sandwiches.

Les résultats ci-après ont été obtenus avec des revêtements en composite bore-époxy d'épaisseur 1 mm, et une âme en nid d'abeille métallique ou Nomex.

Montage d'essai :

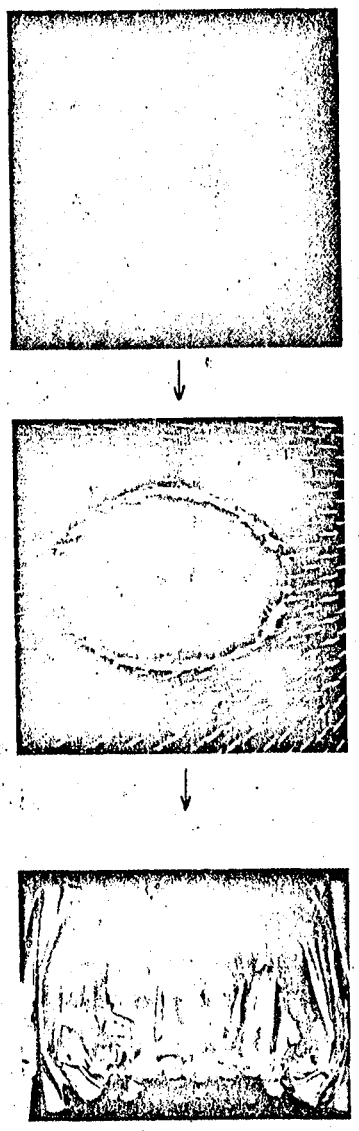


Caractéristiques de l'onde de foudre : choc de 50 kA sans transfert de charge.

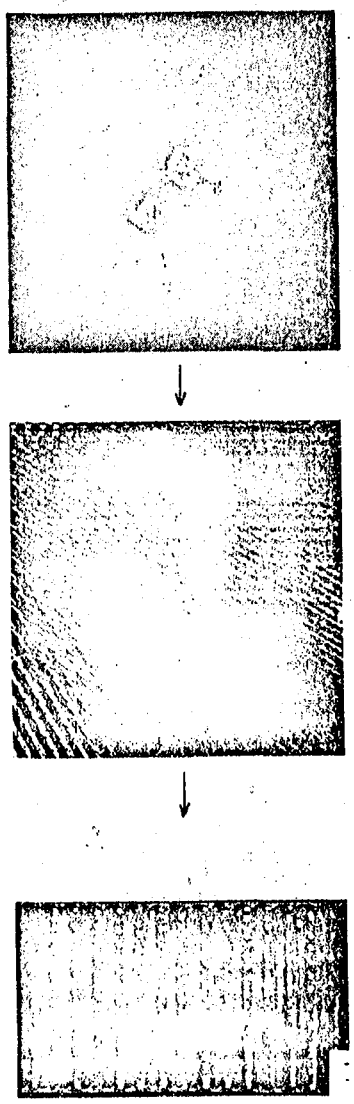
Les illustrations ci-après montrent successivement :

- la vue de dessus des dommages
- une radiographie du nid d'abeille
- une coupe transversale de l'éprouvette après essai

Nid d'abeille métallique AG5



Nid d'abeille NOMEX



Avec le nid d'abeille NOMEX non conducteur, l'âme ne paraît que très peu endommagée, la perforation du revêtement est également moins importante.

Ces résultats ont été confirmés avec des peaux en carbone-époxy.

6.3. Etude comparative des systèmes de protection.

Si on considère comme insuffisant l'effet de paratonnerre des encadrements métalliques, la protection des structures en composite ne peut s'obtenir qu'en rendant leur surface conductrice.

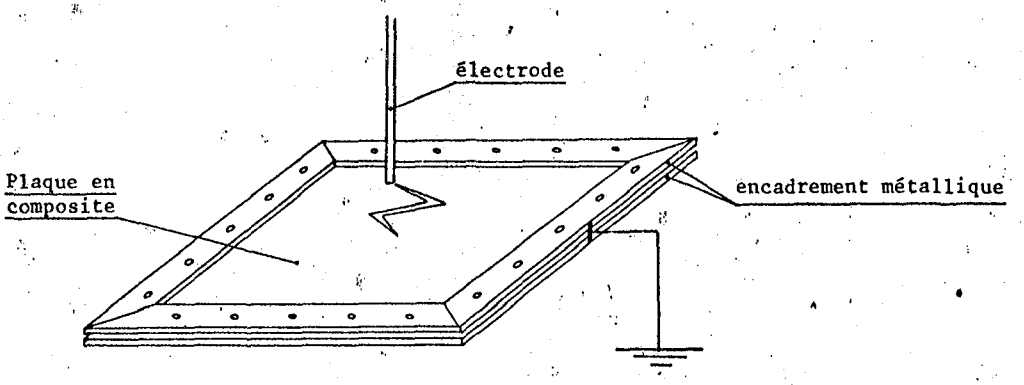
A cet effet, plusieurs technologies sont possibles :

- collage de feuillards ou bandes métalliques (alliages d'aluminium acier inox etc.)
- schoopage
- peintures électro-conductrices
- grilles

Après quelques essais préliminaires réalisés en France sur ces différents procédés, le système des grilles de bronze nous est apparu comme ayant le meilleur rapport masse surfacique/efficacité.

Une campagne d'essai réalisée dans le cadre d'un programme de coopération avec la RFA (I.A.B.G.) nous a permis d'étudier plus précisément l'efficacité de ce type de protection vis à vis des différents paramètres de l'onde de foudre (choc de courant et transfert de charge).

- matériau expérimenté : carbone époxy T300-N5208, en plaques monolithiques 8 plis orthogonaux (0,90°)
- montage d'essai:

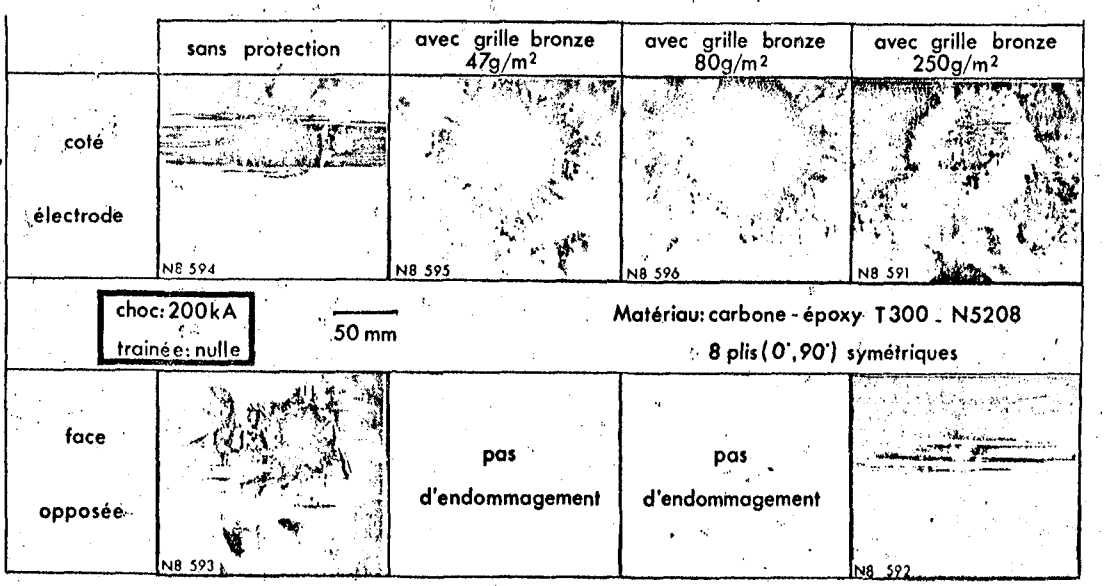


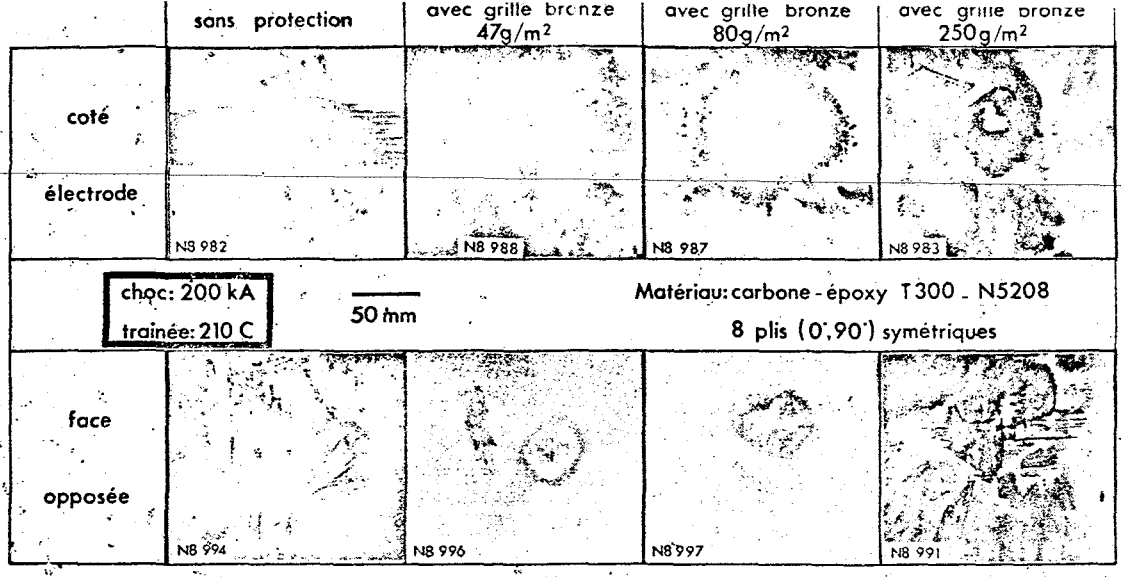
- Protections :
  . grilles de bronze de masses surfaciques 47 g/m^2 - 80 g/m^2 et 250 g/m^2 (placées sur une seule face, côté électrode).

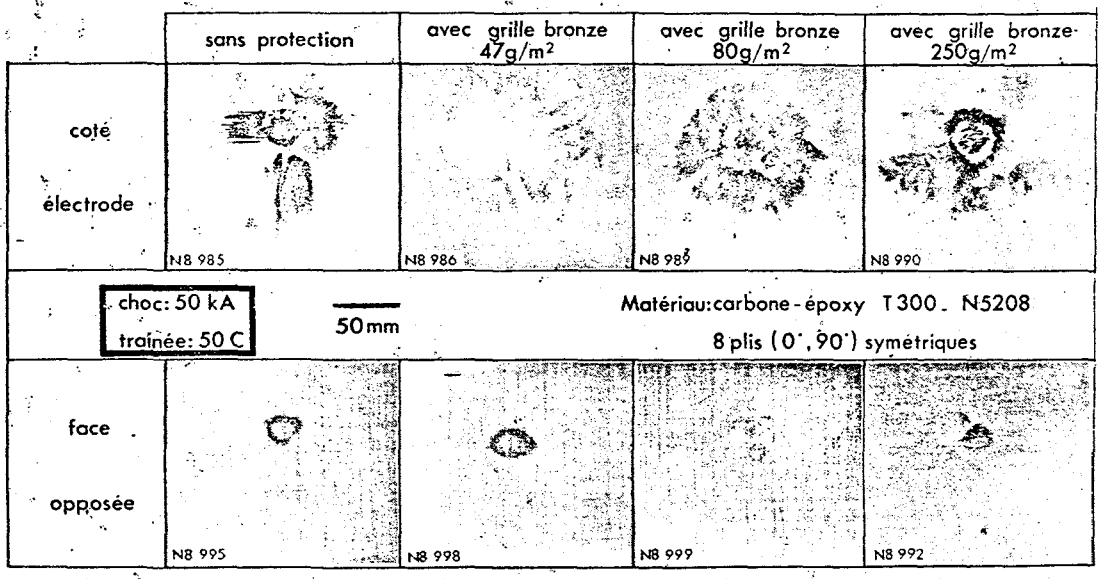
Toutes les éprouvettes ont été peintes.

Les illustrations ci-après permettent de comparer l'efficacité de ces protections vis à vis de trois types de foudroiement.

- choc de 200 kA sans transfert de charge
- choc de 200 kA avec transfert de 210 Coulomb
- Choc de 50 kA avec transfert de 50 Coulomb







L'observation de ces photos permet de tirer les conclusions suivantes :

- La protection n'apparaît pas proportionnelle à la masse surfacique de la grille, les dommages obtenus avec 250 g/m2 sont supérieurs à ceux constatés avec 47 et 80 g/m2 (en particulier pour l'onde de courant).

- Très efficace contre l'onde de choc de courant, la protection par grille de bronze a peu d'influence sur le transfert d'énergie (voir chocs 50 kA - 50 C)

6.4. Evaluation objective des dommages structuraux provoqués par la foudre.

Les photos ci-dessus ont montré qu'un impact de foudre sur une plaque en matériau composite se traduisait par une perforation plus ou moins importante de cette plaque.

Visuellement, l'aspect de ce dommage est tout à fait comparable à celui qui serait provoqué par le choc à basse vitesse d'un projectile non ogivé.

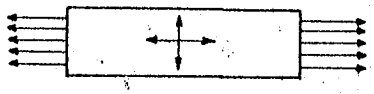
Pour un carbone-époxy, la perte locale de résistance statique due à l'effet de concentration des contraintes provoqué par un trou lisse est de l'ordre de 30 à 50 % (suivant l'orientation des plis).

De nombreux essais réalisés jusqu'à ce jour ont montré que le délaminage des plis amorcé aux bords libres du trou par des sollicitations de fatigue permettait de récupérer une grande partie de cette perte locale de résistance.

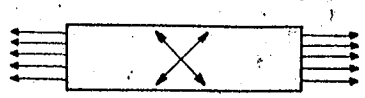
Du point de vue de l'ingénieur structure, le problème est donc de savoir s'il existe un dommage supplémentaire au-delà de celui assimilable à une perforation par impact mécanique, et dont la perte locale de résistance statique serait au pire égale à celle provoquée par un trou lisse.

Afin de lever cette incertitude, des essais de résistance résiduelle ont été réalisés sur des éprouvettes prélevées dans les zones visuellement non endommagées situées au voisinage immédiat des impacts.

Pour pouvoir accéder indépendamment aux propriétés à rupture "commandées" par les fibres ou la matrice, les essais ont été réalisés sur des plaques à arrangement orthogonal (0,90°) avec prélèvement des éprouvettes parallèlement et à 45° par rapport aux directions du renforcement.

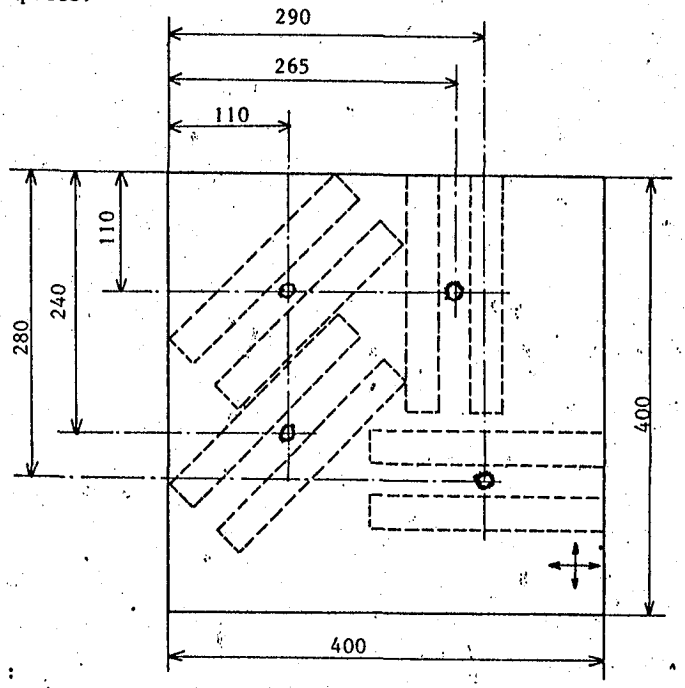


Rupture "commandée" par les fibres



Rupture "commandée" par la matrice

Quatre chocs identiques ont été réalisés sur des plaques monolithiques 8 plis, de 400 x 400 mm, avec le même montage d'essai que ci-dessus (cf. § 6.3.). Deux éprouvettes de traction de 200 x 25 mm ont pu être ainsi prélevées autour de chacun des impacts.



Cas de foudroiement étudiés :

- 50 kA plus 50 C { sans protection / avec grille de bronze de { 47 g/m2 / 80 g/m2 / 250 g/m2 }
- 200 kA plus 210 C, avec grille de bronze de { 47 g/m2 / 80 g/m2 }

La photo ci-après illustre le principe du prélèvement des éprouvettes par rapport aux impacts. Soit au voisinage immédiat de la perforation, dans une zone généralement noircie superficiellement mais où n'apparaît en surface ni fibre coupée, ni résine brûlée.

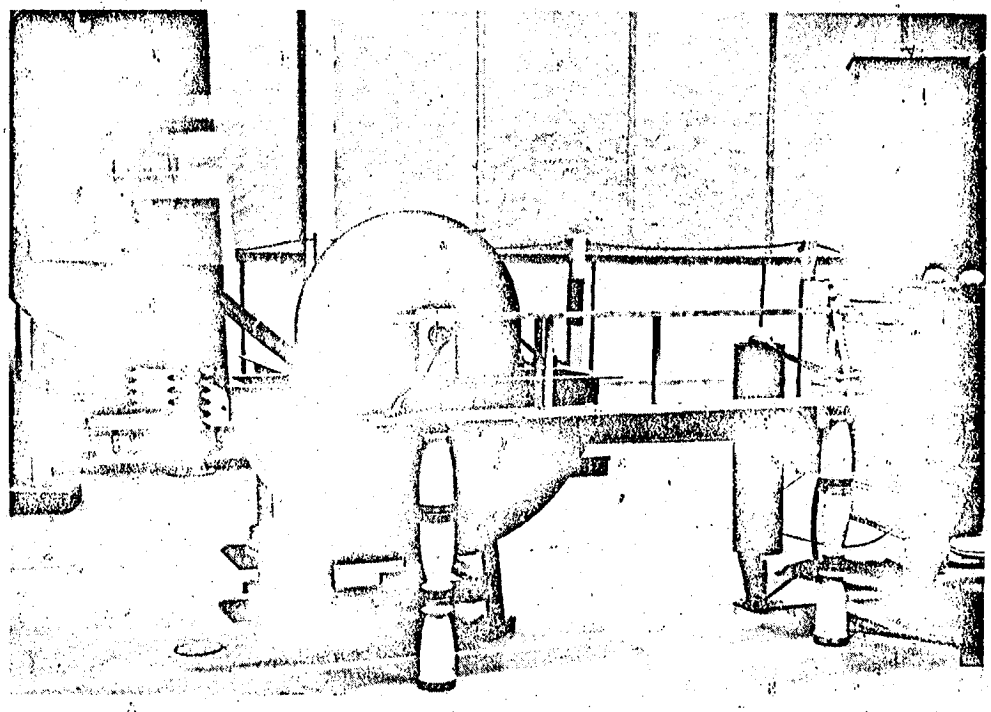
Quelle que soit la configuration du courant de foudre, et le type de protection, les résultats de ces essais mécaniques n'ont pas mis en évidence un endommagement de la résistance autre que celui propre à la perforation.

6.5. Approche expérimentale du phénomène réel-foudroiement avec balayage.

Les expérimentations en vol effectuées sur TRANSALL ont permis de mettre en évidence le déplacement de l'impact de la foudre sur la structure de l'avion.

Cet effet de balayage impliquant un transfert local d'énergie moindre que dans une expérimentation statique, les dommages provoqués seront de moindre importance.

Dans le but d'une simulation au sol plus fidèle, le C.E.A.T. a donc développé un dispositif expérimental où le balayage est obtenu par rotation, devant l'électrode, d'un disque constituant l'éprouvette à essayer.



La reprise de l'énergie s'effectue par l'axe du disque.

Dans ce principe, la vitesse de balayage est vite limitée par les forces centrifuges et le diamètre maximum "raisonnable" de l'éprouvette.

Des essais ont pu être réalisés sur des disques en matériau composite de diamètre 600 mm avec une vitesse de 15 km/h au niveau de l'électrode.

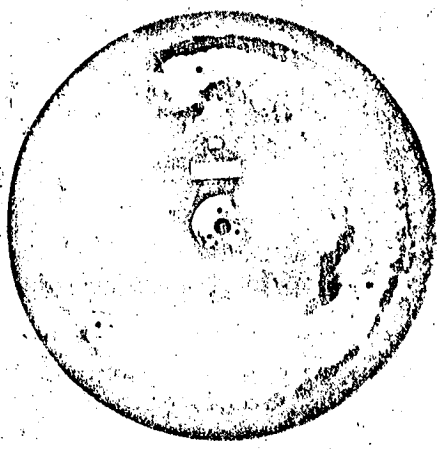
Dans ces conditions expérimentales, des résultats obtenus sur disques sandwiches avec âme NOMEX et peaux en carbone-époxy T300-N5208 8 plis, ont démontré l'équivalence des dommages entre les chocs suivants :

- 200 kA - 150 C pendant 0,3 s. de balayage
- 200 kA - 50 C sans balayage (statique)

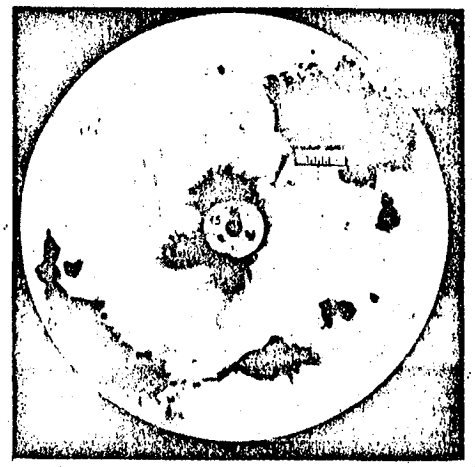
Ces essais de foudroiement dynamique ont également permis de mettre en évidence l'influence de la couche de peinture protectrice.

Les photos ci-dessous montrent l'effet de concentration des dégâts provoqué par une peinture non conductrice.

Configuration d'essai : 200 kA plus 150 C pendant 0,3 s. avec balayage 15 km/h.



non peinte



peinte

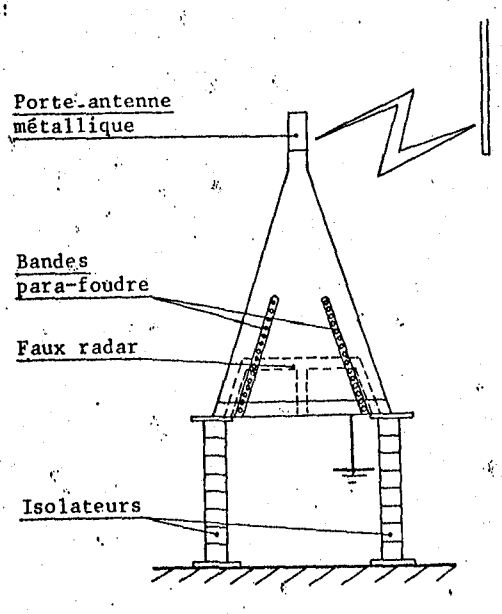
7 - ESSAIS DE FOUDROIEMENT SUR STRUCTURES REELLES

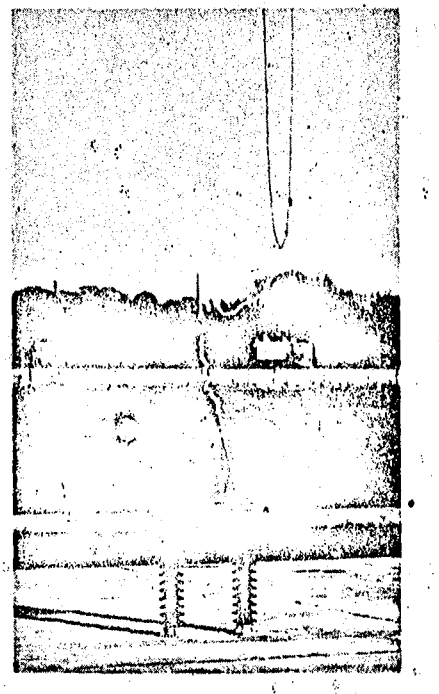
Leur objectif est la détermination des points d'impact et des cheminements de la foudre sur la structure. Ils permettent donc d'évaluer l'efficacité des paratonnerres "naturels" constitués par les ferrures et encadrements métalliques de la structure, ou artificiels (bandes conductrices disposées spécialement pour capter et écouler le courant de foudre).

Ces essais réalisés sur des installations de choc de tension nécessitent des évaluations complémentaires en choc de courant afin de quantifier les risques de dommage réels dans les zones concernées par l'impact et le cheminement.

Le document ci-après illustre un essai d'efficacité de bande paratonnerre segmentée sur un radôme en verre-époxy.

La bande sur laquelle on distingue très bien l'écoulement de la foudre était constituée de pastilles conductrices de Ø 2,5 mm et distantes de 0,3 mm (fixation sur film de résine époxy suivant principe des circuits imprimés).





8 - CONCLUSION

Les premiers problèmes de vulnérabilité des matériaux composites à la foudre sont apparus avec les radômes et divers carénages d'antennes en stratifié verre-époxy. Ces problèmes étaient et demeurent d'autant plus complexes à résoudre que leur solution va toujours à l'encontre des impératifs de perméabilité magnétique propres à ce type de structure.

Au début des années 70, pour la première génération de pièces structurales en matériaux composites haut module (gouvernes et caissons d'empennages) sans impératif de perméabilité magnétique, des systèmes de protection simples tels que des bandes conductrices en clinquant ont été systématiquement prévus.

Vu la surface relativement petite de ces structures, leur position sur l'avion et l'importance des encadrements métalliques, la probabilité d'un impact de foudre direct sur le composite est très faible. Ces protections lourdes se sont donc avérées rapidement superflues.

L'évolution actuelle des applications vers des structures beaucoup plus importantes (dérives, voilures) avec beaucoup moins de parties métalliques remet le problème de la sensibilité à la foudre au "goût du jour". Toutefois, aux dommages structuraux directs s'ajoute maintenant le problème de l'ouverture diélectrique créé par ces éléments, et les risques de destruction des circuits électriques situés à l'intérieur qui en découlent. Dans l'avenir, il est même probable que c'est sous ce deuxième aspect que se posera essentiellement le problème du foudroiement des structures en matériaux composites.

Les résultats obtenus en laboratoire sur ces matériaux ont démontré qu'un impact de foudre était assimilable à une légère perforation par choc mécanique, dont l'ampleur pouvait être considérablement réduite par l'utilisations de protections simples et légères. Au niveau de sa conception, la structure devra donc pouvoir tolérer de tels dommages. Cependant, il nous reste encore à acquérir une expérience complémentaire au niveau des liaisons des peaux monolithiques épaisses susceptibles de contenir du carburant, et du foudroiement des structures sous contrainte mécanique.

WEDNESDAY 16 APRIL

SESSION IV

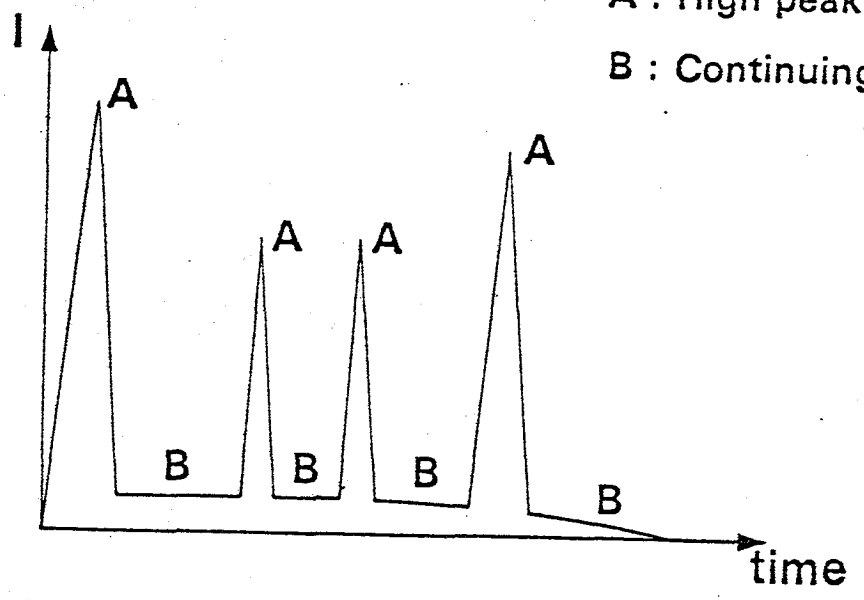
EVALUATION DU COMPORTEMENT A LA FOUDRE DE STRUCTURES EN MATERIAUX COMPOSITES HAUT MODULE.

J. ROUCHON D. GALL.

LIGHTNING DISCHARGE FEATURES

A : High peak currents.

B : Continuing currents



Total duration : some msec to 1.5 sec.

AIRCRAFT LIGHTNING EFFECTS

DIRECT EFFECTS : MECHANICAL DAMAGING OF THE STRUCTURE, BURNING, ERODING, BURSTING UNDER HIGH PRESSURE DUE TO THE FAST MATERIAL THERMAL VAPORIZATION, BLASTING ETC...

WAVEFORM PARAMETERS INVOLVED

1 - HIGH PEAK CURRENT

- I max
- Action integral $\int i^2.dt$

2 - CONTINUING CURRENT

- I max
- Duration
- Charge transfer $\int i.dt$

AIRCRAFT LIGHTNING EFFECTS

INDIRECT EFFECTS : DAMAGE OR UPSET OF ELECTRICAL EQUIPMENT AND AVIONIC, RESULTING FROM THE ELECTROMAGNETIC FIELDS ASSOCIATED WITH LIGHTNING.

WAVEFORM PARAMETERS INVOLVED

- HIGH PEAK CURRENT
- Rate of rise : $\frac{di}{dt}$
- I max

AGAINST INDIRECT DAMAGES, SHIELDING EFFECT BY CONDUCTIVE STRUCTURE COMPONENTS IS THEREFORE VERY IMPORTANT.

DATA FOR A NORMAL CLOUD-TO-GROUND LIGHTNING DISCHARGE

	AVERAGE	EXTREME
HIGH PEAK CURRENT		
* I max. (kA)	40	200
* $\frac{di}{dt}$. $(\frac{kA}{\mu s})$	10	100
* $\int i.dt$.(C)	10	100
* $\int i^2.dt$.$(10^6.A^2.sec)$	0,1	10
CONTINUING CURRENT		
* I max. (kA)	1	5
* Duration.(msec)	50	800
* $\int i.dt$.(C)	50	250

C.E.A.T. LIGHTNING TEST FACILITIES

- HIGH VOLTAGE IMPULSE GENERATOR (5 MV)

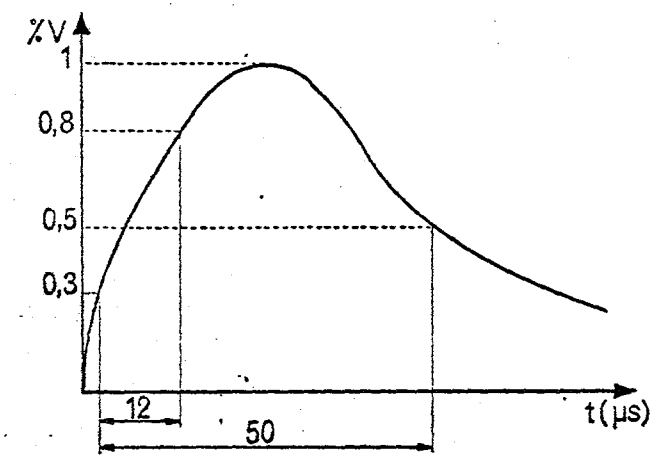
HAVE GOOD OUTDOOR LIGHTNING TEST FACILITY FOR TESTING FULL SCALE AIRCRAFT.

PURPOSES :

- Attachment points and current path determination on models or full size components.

- Dielectric materials evaluation

Characteristics :



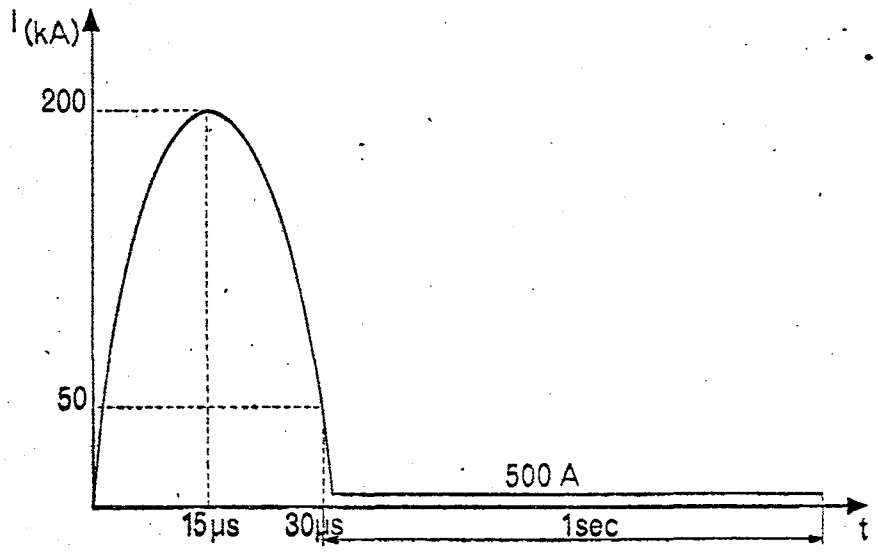
C.E.A.T. LIGHTNING TEST FACILITIES

- HIGH PEAK CURRENT AND HIGH CHARGE TRANSFER GENERATOR.

PURPOSE :

- Amount of direct and indirect effects determination.

Characteristics :



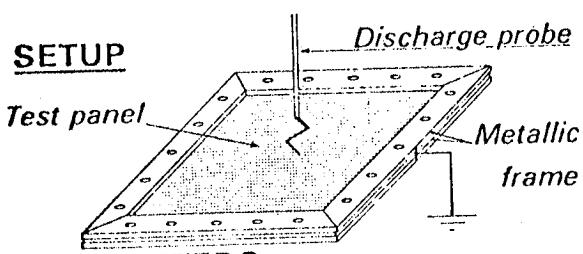
INFLIGHT TESTS HAVE BEEN CONDUCTED. MOST STRIKES RECORDED WERE ~ 50 KA. ADDITIONAL STORM TESTS WILL BE RUN NEXT SUMMER.

INVESTIGATIONS ABOUT LIGHTNING PROTECTIVE COATINGS

(BRONZE WIRE FABRIC SYSTEM)

PANELS: CARBON/EPOXY
LAMINATE T300/N5208
8 PLIES (0°, 90°)

SETUP



PARAMETERS

- DISCHARGE PARAMETERS

PEAK CURRENT	CHARGE TRANSFER
200 k A	0
200 k A	210 C
50 k A	50 C

- PROTECTIONS
  - UNPROTECTED
  - BRONZE WIRE FABRICS → 47 g/m² → 80 g/m² → 250 g/m²

BEST USED TODATE (BEST EFFICIENCY)

NO TESTS UNDER STRESS OR MOISTURE SATURATED

HAVE NOT TESTED ALUMINUM

INVESTIGATIONS ABOUT LIGHTNING PROTECTIVE COATINGS (BRONZE WIRE FABRIC SYSTEM)

RESULTS AND CONCLUSION

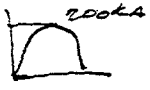
EFFECTIVENESS IN NOT IN PROPORTION TO THE BRONZE FABRIC MASS PER UNIT AREA. OTHER PARAMETERS LIKE WIRE DIAMETER OR SPACING MAY PROBABLY INFLUENCE IT.

VERY ACTIVE AGAINST CURRENT PEAKS, BRONZE FABRIC COATING IS ALMOST INEFFECTIVE AGAINST CHARGE TRANSFER.

EXPERIENCE GAINED WITH PANEL LAMINATE LIGHTNING TESTS

1 - TYPICAL RESPONSE OF BORON AND CARBON/EPOXY TO A HIGH PEAK CURRENT

NOMEX SANDWICH BEAM 200KA TESTS



2 - INFLUENCE OF HONEYCOMB CORE MATERIAL

3 - INVESTIGATIONS ABOUT LIGHTNING PROTECTIVE COATINGS

4 - ACTUAL STRUCTURAL DAMAGING ASSESSMENT

5 - EXPERIMENTAL APPROACH OF NATURAL PHENOMENON, SWEPT-STROKE LIGHTNING TESTS

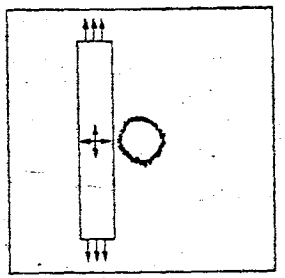
ACTUAL STRUCTURAL DAMAGING ASSESSMENT

PROBLEM: DOES STRUCTURAL DAMAGING EXTEND BEYOND WHAT HAS BEEN OBVIOUSLY DAMAGED?

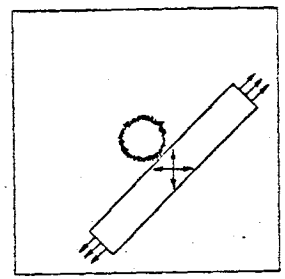
TO ANSWER: ASSESS RESIDUAL MECHANICAL CHARACTERISTICS IN THE NEAREST BUT VISUALLY UNDAMAGED AREAS OF THE OBVIOUS DAMAGE

- FIBER CONTROLLED PROPERTIES
- MATRIX CONTROLLED PROPERTIES

USING SPECIMENS WITH ORTHOGONAL (0°,90°) REINFORCEMENT, WE CAN OBTAIN:



FIBER CONTROLLED RESIDUAL STRENGTH

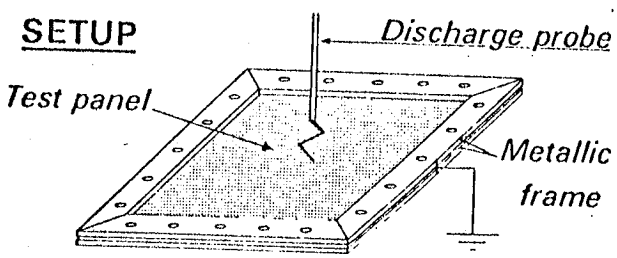


MATRIX CONTROLLED RESIDUAL STRENGTH

ACTUAL STRUCTURAL DAMAGING ASSESSMENT TESTS

PANELS: CARBON/EPOXY
LAMINATE T300/N5208
8 PLIES (0°, 90°)

SETUP



PARAMETERS

DISCHARGE	PROTECTION	
	UNPROTECTED	
50 kA and 50C	BRONZE WIRE FABRIC	47g/m²
		80g/m²
		250g/m²
200 kA and 210C	BRONZE WIRE FABRIC	47g/m²
		80g/m²

ACTUAL STRUCTURAL DAMAGING ASSESSMENT

RESULTS : WHATEVER TEST PARAMETERS, WE COULD NOT DETECT ANY STRUCTURAL DAMAGE EXTENDING, BEYOND WHAT HAS BEEN OBVIOUSLY DAMAGED.

CONCLUSION : FOR DESIGN, STRUCTURAL DAMAGING CAUSED BY A LIGHTNING STRIKE ON A CARBON/EPOXY LAMINATE CAN BE COMPARED TO A COMMON MECHANICAL IMPACT, INDUCING A STRESS CONCENTRATION GENERALLY LOWER THAN THAT OF A DRILLING.

EXPERIMENTAL APPROACH OF NATURAL PHENOMENON

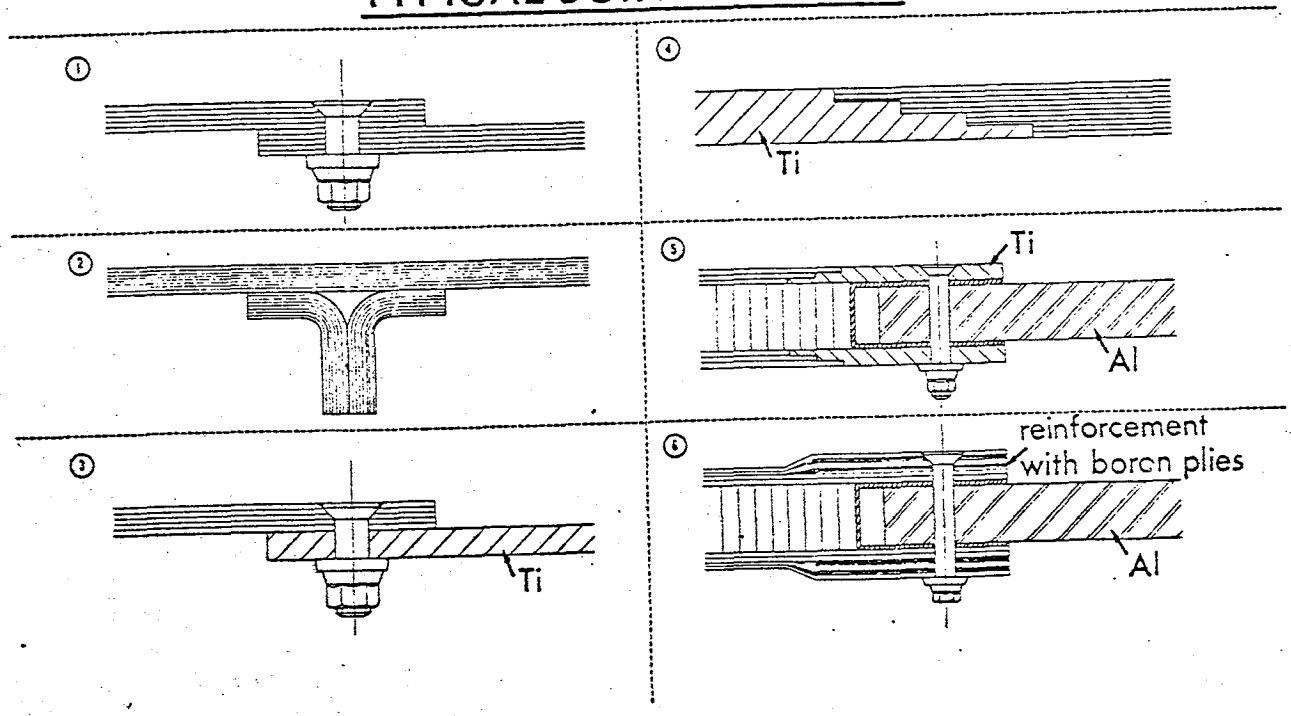
DYNAMIC SWEPT-STROKE LIGHTNING TESTS

- NATURAL LIGHTNING STROKES OBSERVED ON AIRCRAFTS USUALLY DISPLAY A «SWEEPING» OF THE ATTACH POINT ALONG THE STRUCTURE. THAT INVOLVES A REPARTITION OF CHARGE TRANSFER ON SEVERAL POINTS WITH GENERALLY A MAXIMUM ON THE LAST ATTACH POINT (EXIT POINT).

- TO REPRODUCE THIS SWEPT-STROKE EFFECT, A SPECIAL APPARATUS FITTED WITH A DISK SPECIMEN TURNING IN FRONT OF THE DISCHARGE PROBE HAD TO BE DEVELOPED. (LESS DAMAGING THAT STATIC STRIKE)

INVESTIGATIONS ABOUT JOINT RESPONSE TO A SIMULATED LIGHTNING

TYPICAL JOINTS TESTED



INVESTIGATIONS ABOUT JOINT RESPONSE TO A SIMULATED LIGHTNING

TEST PROCEDURE

EACH SPECIMEN HAD TO UNDERGO SEVERAL CONSECUTIVE INCREASING VALUES OF A SINGLE HIGH PEAK CURRENT (25, 50, 75, 100, 125, 150 and 200 kA), THEN A 500 C CHARGE TRANSFER, EXCEPT IF MEANTIME A BREAK HAD OCCURED.

*Program performed by «AEROSPATIALE» (SURESNES Ets) and sponsored by Service Technique des Programmes Aéronautiques.

INVESTIGATIONS ABOUT JOINT RESPONSE TO A SIMULATED LIGHTNING

RESULTS AND CONCLUSION

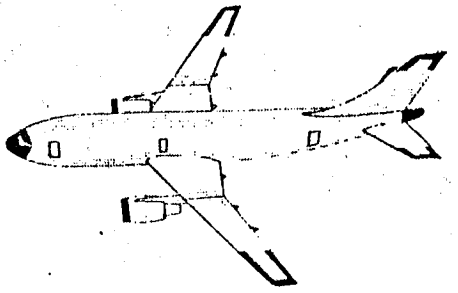
- WITH SHEET COMPONENTS :
  - BOLTED JOINTS : GOOD BEHAVIOR. CONDUCTIVE FILLERS OR ADHESIVES DIDN'T IMPROVE IT.
  - BONDED JOINTS : BAD BEHAVIOR IF OVERLAYING HAS NOT BEEN SPECIALLY DESIGNED FOR.
- WITH SANDWICH COMPONENTS :
  - TYPE 5 (INSERT) : SATISFACTORY BEHAVIOR.
  - TYPE 6 (BORON PLIES REINFORCEMENT) : BAD BEHAVIOR, MANY DELAMINATIONS.

CONCLUSIONS (1)

Because of their small surfaces, and their localisation on the aircrafts, present composite structures are not very subjected to lightning strikes.

Further applications as wing box could be of greater concern, particulary with respect to dielectric apertures provided by composite skins.

AIRCRAFT LIGHTNING ATTACHMENT ZONES



ZONE 1 :

HIGH PROBABILITY OF DIRECT LIGHTNING ATTACHMENT OR EXIT

ZONE 2 :

HIGH PROBABILITY OF SWEPT-STROKE LIGHTNING FROM A ZONE 1 POINT OF DIRECT FLASH ATTACHMENT

ZONE 3 :

ALL AREAS OTHER THAN THOSE COVERED BY ZONES 1 AND 2. HOWEVER, THOSE AREAS MAY HAVE TO CARRY AMOUNTS OF CURRENT BETWEEN ATTACHMENT POINTS

CONCLUSIONS(2)

Compared with aluminium, advanced carbon/epoxy structures are:

More sensitive to high peak currents (HPC)

Less sensitive to continuing currents (CC)

HPC can produce a limited damage comparable with a common mechanical impact. But in most cases, lightweight coatings as bronze wire fabric can prevent it.

CONCLUSIONS(3)

Dielectric paints are deleterious to that coating effectiveness.

Bonded joints overlaying has to be specifically designed for.

Bolted joints display a good behavior.