

**Analyse de la combustion
observée sous l'aile gauche
du Concorde F-BTSC
accidenté à Gonesse le 25 juillet 2000**

Rapport final

Mai 2001

Denis Veynante

Laboratoire E.M2.C.
CNRS et Ecole Centrale Paris
Grande Voie des Vignes
92295 Châtenay-Malabry Cedex
France

Luc Vervisch

UMR CNRS 6614 / CORIA
Institut National des Sciences Appliquées
de Rouen
Campus du Madrillet
Avenue de l'Université - BP 8
76801 Saint Etienne du Rouvray Cedex
France

Résumé

Cette note analyse les mécanismes d'allumage et de stabilisation de la flamme turbulente observée sous l'aile gauche du Concorde F-BTSC accidenté à Gonesse le 25 juillet 2000. Cette étude s'appuie notamment sur les faits relatés dans les rapports du Bureau-Enquêtes-Accidents (*Accident survenu le 25 juillet 2000 au lieu-dit La Patte d'Oie de Gonesse (95) au Concorde immatriculé F-BTSC exploité par Air-France*, rapport préliminaire d'août 2000 et rapport d'étape de janvier 2001), sur des informations communiquées par le BEA, sur l'interrogation de quelques témoins privilégiés de l'accident et sur les propriétés connues des flammes turbulentes.

Trois points sont essentiellement discutés ici :

- Les mécanismes de stabilisation de la flamme turbulente accrochée sous l'aile de l'avion et nettement visible sur les photographies de l'avion lors de l'accident.
- L'estimation, au vu des caractéristiques de la flamme, du débit de combustible s'échappant par la fuite du réservoir No 5.
- Les mécanismes d'inflammation du kérosène, et plus particulièrement celui qui nous semble le plus plausible : l'inflammation au contact des gaz brûlés issus de la post-combustion des moteurs puis remontée de la flamme sous l'aile le long de la nacelle.

Certaines des données numériques utilisées sont extraites des rapports du BEA, tandis que d'autres ont dû être approximées afin de compléter l'analyse. Dans ce cas, les valeurs choisies sont toujours précisées pour permettre leur analyse critique. Les résultats numériques doivent donc être considérés avec beaucoup de précautions et donnent essentiellement des ordres de grandeur. Ils permettent toutefois de conclure sur la possibilité d'observer, en cas de fuite de kérosène sous l'aile delta du Concorde, les faits suivants :

1. L'ingestion de kérosène par les prises d'air secondaires de la nacelle moteurs, principalement celle qui alimente l'échangeur du climatiseur d'air de la cabine.
2. L'inflammation de ce kérosène à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur, soit au contact des parois chaudes, soit par mélange avec les gaz issus de la réchauffe. Cette inflammation supprime le flux froid entourant en fonctionnement normal le jet chaud issu de la réchauffe.
3. Inflammation au niveau des paupières du kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle.
4. La remontée de la flamme dans les couches limites sous l'aile et le long de la nacelle, essentiellement dans les turbulences générées par le sillage du train d'atterrissage.
5. La stabilisation d'une flamme au niveau du puits et des fûts de train qui jouent alors le rôle d'un accroche-flamme.

Quelques variantes de ce scénario sont également brièvement discutées, en particulier la cause et le rôle possible du pompage du moteur 2. Enfin, une comparaison est effectuée avec l'accident survenu à Washington le 14 juin 1979 au Concorde F-BVFC. Dans ce dernier cas, où l'avion a pu revenir malgré les dommages subis, le débit de fuite de kérosène est connu mais s'avère de 10 à 20 fois inférieur à la situation de l'accident de Gonesse, ce qui explique qu'une grande flamme ne se soit pas développée.

Sommaire

1	Stabilisation et accrochage de la flamme	5
1.1	Stabilisation d'une flamme dans un écoulement	5
1.2	L'accident de Gonesse	6
2	Estimation du débit de fuite du kérosène	9
2.1	Modèle de Magnussen	9
2.2	Modèle de Flamme Cohérente	10
2.3	Estimation de la fuite à partir de la capacité du réservoir n° 5	11
2.4	Commentaire : comparaison avec l'accident de Washington	11
2.5	Conclusion	12
3	Causes possibles d'initiation et développement de la flamme	14
3.1	Les scénarii d'inflammation possibles	14
3.2	Allumage par étincelle	15
3.3	Allumage sur pompage moteur	15
3.4	Inflammation par conduction thermique	16
3.5	Inflammation par les moteurs (réchauffe).	16
4	Inflammation par le jet de gaz brûlés issus de la réchauffe	18
4.1	Introduction	18
4.2	Ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur et inflammation	18
4.3	Remontée de la flamme vers l'avant de l'avion	23
4.3.1	Introduction	23
4.3.2	Remontée de flamme le long de la face externe de la nacelle	23
4.3.3	Remontée de la flamme entre nacelle et moteur	25
4.3.4	Remontée de la flamme sur pompage moteur	25
5	Scénario probable de l'inflammation de l'avion	26
5.1	Scénario de l'inflammation	26
5.2	Enchaînement et localisation des événements	27
6	Remarques complémentaires	29
6.1	Traces de suies sur la piste	29
6.2	Dégâts structuraux dus à la flamme	29
6.3	Ingestion de gaz brûlés par le moteur	30
6.4	Et si	30
6.4.1	Rentrée du train d'atterrissage	30
6.4.2	Arrêt de l'avion avant décollage	31
A	Caractéristiques chimiques du kérosène	33
A.1	Réaction chimique	33
A.2	Energie dégagée par la réaction	33
A.3	Limites d'inflammabilité	33
A.4	Vitesse de flamme	34
A.5	Auto-inflammation	35

B	Inflammation d'un mélange kérosène/air par arc électrique	38
B.1	Généralités	38
B.2	Commentaires relatifs à l'accident de Gonesse	40
B.3	Conclusions	44
C	Expérience dite de la "flamme-pilote" (ONERA)	46
D	Couches limites - sillages	47
D.1	Généralités sur les couches limites	47
D.2	Généralités sur les sillages	51
D.3	Concorde : une géométrie complexe	52
D.4	Perturbations de l'écoulement lors de l'accident de Gonesse	53
D.4.1	Perturbation de l'écoulement par le kérosène liquide	56
D.4.2	Perturbation de l'écoulement par la flamme	57
E	Propagation d'une flamme dans un milieu partiellement prémélangé turbulent	60
F	Témoignages	63
F.1	Introduction	63
F.2	Localisation des témoins	64
F.3	Témoignages	64
F.3.1	Pompier No 1	64
F.3.2	Pompier No 2	65
F.3.3	Pompier No 3	66
F.3.4	Témoin supplémentaire	66
F.4	Analyses - conclusions	67
G	L'accident de Washington (14 juin 1979)	69
H	Exemples d'inflammation de kérosène par un moteur	73
H.1	Inflammation d'une fuite de carburant sur un Fouga-Magister	73
H.2	Une figure de voltige : "zippo trick"	73
	Références bibliographiques	76

1 Stabilisation et accrochage de la flamme

Lors de l'accident du Concorde F-BTSC le 25 juillet dernier, une énorme flamme turbulente stable était accrochée sous l'aile de l'avion. Les mécanismes qui permettent l'accrochage et la stabilisation d'une telle flamme sont discutés ici en s'appuyant sur les photographies disponibles de l'événement. Cette discussion ne concerne que la situation de l'avion à ce moment là, c'est à dire depuis peu après le décollage et jusqu'au crash, sans préjuger des scénarii possibles pour expliquer l'initiation et le développement de la combustion qui seront discutés ultérieurement.

1.1 Stabilisation d'une flamme dans un écoulement

La stabilisation d'une flamme dans un écoulement n'est possible que selon certains mécanismes :

- *Propagation de la flamme vers l'amont d'un écoulement libre.* Dans le cas du Concorde, la vitesse relative de l'écoulement d'air est d'environ 100 m/s. La vitesse de propagation S_T d'une flamme turbulente parfaitement prémélangée (hypothèse permettant la meilleure propagation) peut, en première approximation, être estimée par :

$$\frac{S_T}{S_L} \approx 1 + \frac{u'}{S_L} \quad (1)$$

où S_L est la vitesse de flamme laminaire, au maximum d'environ $S_L \approx 0.5 \text{ m/s}$ pour du kérosène parfaitement mélangé à de l'air en proportions stœchiométriques. u' mesure les fluctuations turbulentes de vitesse, dont l'ordre de grandeur est le dixième de la vitesse de l'écoulement ($u' \approx 10 \text{ m/s}$). Dans le cas le plus favorable, la vitesse de flamme turbulente S_T ne peut guère dépasser 10 m/s et ne permet pas à la flamme de soutenir un écoulement de 100 m/s.

- *Autoinflammation des réactifs.*¹ Ce mécanisme, rencontré dans le cas où l'un au moins des réactifs est chaud (plusieurs centaines de degrés Celsius) est sans objet ici car la température d'autoallumage du kérosène est de l'ordre de 240 °C.²
- *Stabilisation par point chaud ou "flamme-pilote".* Dans ce cas, les gaz frais sont continuellement allumés par une source de chaleur qui maintient ainsi la combustion. Si ce mécanisme aurait pu être évoqué dans le cas d'une flamme stabilisée accrochée au voisinage des tuyères des moteurs 1 et 2, il ne paraît pas être en jeu pour la flamme stabilisée sous l'aile du Concorde.
- *Stabilisation en aval d'un obstacle.* Quand un obstacle est placé dans un écoulement, on observe le développement de turbulences avec des zones de recirculation. Dans cette configuration, l'écoulement peut localement avoir une direction opposée à celle de l'écoulement principal. Cette zone de recirculation permet l'accrochage d'une zone de combustion à travers deux mécanismes (figure 1) :

- La recirculation génère une région de faibles vitesses. Quand ces vitesses sont de l'ordre de la vitesse de propagation d'une flamme turbulente, la flamme peut se propager en amont de l'écoulement vers l'obstacle et ainsi stabiliser la combustion.

¹L'auto-inflammation doit être comprise ici comme un mécanisme de stabilisation de flamme où les réactifs sont continuellement allumés par un apport d'énergie provenant en général d'un des réactifs introduit chaud dans la zone de réaction. Elle ne préjuge évidemment pas du fait que la flamme ait pu être initiée par auto-inflammation avant de se stabiliser par un autre mécanisme (voir sections 3 et 4).

²Cette température d'autoinflammation correspond à la température à laquelle il faut porter un mélange stœchiométrique kérosène/air pour provoquer spontanément la combustion (voir Annexe A).

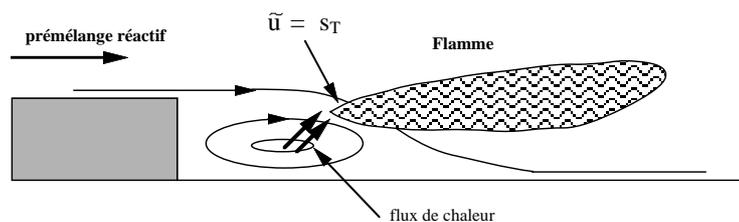


Figure 1: Stabilisation d'une flamme par une zone de recirculation.

- La zone de recirculation contient des gaz brûlés, elle agit donc comme un réservoir de gaz chauds, contribuant à l'allumage, légèrement en aval, du mélange combustible/comburant.

Ces deux mécanismes nous paraissent clairement en jeu dans l'accident de Gonesse, comme nous allons maintenant l'expliquer.

1.2 L'accident de Gonesse

Au vu des photographies de l'avion en feu (photographies Sygma, Fig. 2), de la géométrie du train principal du Concorde et de sa position sous l'aile, notamment au voisinage immédiat de la nacelle moteurs (Fig. 3 et photographies 37 et 38, § D.3), il nous paraît évident que la flamme est accrochée dans le sillage des fûts du train d'atterrissage gauche, de part et d'autre du puits de logement du train et peut être même dans son voisinage. En effet, les fûts de train sont susceptibles de créer des zones de recirculation, surtout au voisinage du puits de train où ces fûts sont renforcés (environ 0.50 m de diamètre). Dans ces régions, les zones de vitesse lentes sont également favorisées par la présence de l'aile et du carénage des moteurs, générateurs de couches limites (zone de vitesse lente au voisinage des parois, Annexe D). La taille des zones de recirculation en aval d'un obstacle stabilisant une flamme peut atteindre 5 à 10 fois le diamètre de l'obstacle, c'est à dire ici jusqu'à environ 3 m.

Remarquons que des traces de stabilisation de la flamme ne sont pas nécessairement apparentes sur les fûts de train, d'une part car la flamme est stabilisée légèrement en aval, d'autre part car ils sont continuellement refroidis par l'écoulement amont. Il est, par contre, probable que si la rentrée du train avait été possible, la flamme aurait été soufflée, pour éventuellement se stabiliser plus en aval dans l'écoulement au voisinage des paupières du moteur. Ce point, spéculatif, est discuté plus en détail au paragraphe 6.4.1.

Un schéma illustrant la stabilisation de la flamme est proposé sur la figure 4.



Figure 2: Photographie de l'avion après le décollage. La flamme semble accrochée dans le sillage des fûts du train d'atterrissage gauche. Source : Agence Sygma.



Figure 3: Photographie d'un Concorde au décollage illustrant la géométrie des trains d'atterrissage. Source : <http://www.airliners.net>.

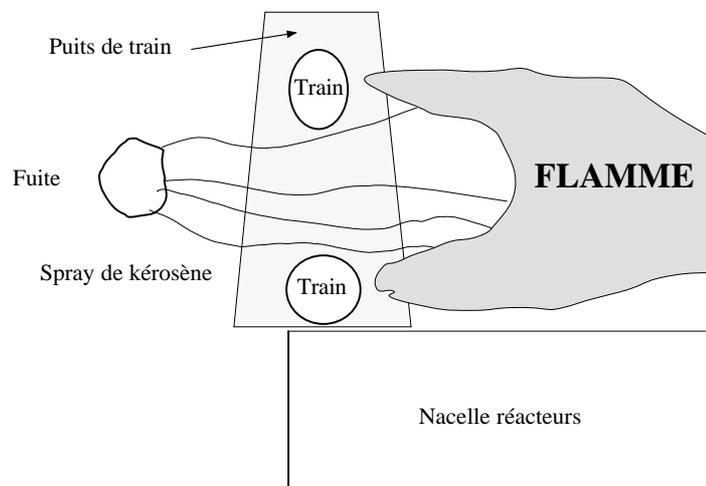


Figure 4: Schéma illustrant les mécanismes proposés pour expliquer la stabilisation d'une flamme turbulente sous l'aile du Concorde.

2 Estimation du débit de fuite du kérosène

L'objectif est ici d'estimer l'ordre de grandeur du débit de combustible nécessaire à l'alimentation de la flamme accrochée à l'avion lors de l'accident. Cette estimation ne peut être, bien sûr, que très approximative dans la mesure où un certain nombre de paramètres restent inconnus et qu'au vu de la très forte émission de suies constatée (flamme très jaune, fortes traces de suies sur la piste), la combustion du kérosène n'est clairement pas complète. L'estimation est conduite ici en utilisant plusieurs approches qui conduisent finalement à des résultats similaires. Les hypothèses faites sont à chaque fois précisées.

2.1 Modèle de Magnussen

Ce modèle est le plus simple développé pour décrire les taux de réaction pour les flammes turbulentes non-prémélangées, c'est à dire où les réactifs sont injectés séparément dans la zone de réaction. Le taux de réaction volumique du combustible est écrit :

$$\dot{m}_F = \alpha \bar{\rho} \frac{1}{\tau_t} \min \left(\tilde{Y}_F, \frac{\tilde{Y}_O}{s}, \beta \frac{\tilde{Y}_P}{1+s} \right) \quad (2)$$

où α est une constante de l'ordre de l'unité, $\bar{\rho}$ la masse volumique moyenne des gaz, \tilde{Y}_F , \tilde{Y}_O et \tilde{Y}_P sont respectivement les fractions massiques du combustible, de l'oxydant et des produits de combustion. β est une constante destinée à prendre en compte la nécessité de la présence de gaz brûlés pour apporter l'énergie nécessaire au maintien de la flamme. Le taux de réaction moyen est inversement proportionnel au temps caractéristique de la turbulence τ_t .

La combustion a lieu essentiellement au voisinage des valeurs stœchiométriques des fractions massiques de combustible et d'oxydant, soit environ $\tilde{Y}_F \approx z_{st} = 0.063$ (Annexe A). Le taux de réaction maximal est donc :

$$\dot{m}_F^{max} \approx \alpha \bar{\rho} \frac{z_{st}}{\tau_t} \quad (3)$$

Le temps caractéristique de la turbulence τ_t peut être estimé à partir de $\tau_t \approx l_t/u'$ où u' correspond aux fluctuations de vitesse dues à la turbulence, considérées de l'ordre de 10 % de la vitesse de l'écoulement d'environ 100 m/s (vitesse de l'avion de 200 kt ou 360 km/h). L'échelle caractéristique l_t de l'écoulement est de l'ordre de 0.5 m à 1 m en se basant sur le diamètre du fût du train d'atterrissage ou la taille du carénage des moteurs. Pour

$$u' = 10 \text{ m/s} \quad ; \quad l_t = 0.5 \text{ m} \quad ; \quad \tau_t = 1/20 \text{ s} \quad ; \quad \alpha = 1 \quad ; \quad \bar{\rho} = 1 \text{ kg/m}^3 \quad (4)$$

Le taux de réaction maximal vaut $\dot{m}_F^{max} = 1.26 \text{ kg/s/m}^3$ (par unité de volume de flamme). Il faut maintenant estimer le volume de la flamme. Celle-ci est globalement conique, mais l'expérience montre que le taux de réaction total varie assez peu d'une section à l'autre. En effet, au fur et à mesure que la flamme se développe vers l'aval et s'agrandit, le temps caractéristique de la turbulence diminue. Le volume de flamme augmente mais correspond à un taux de réaction volumique plus faible. Si on considère une flamme de diamètre $D = 3 \text{ m}$, de longueur $L = 50 \text{ m}$ et d'épaisseur $e = 0.1 \text{ m}$, le taux de réaction total de combustible devient :

$$\boxed{\dot{m}_F^{tot} = \pi D L e \dot{m}_F^{max} \approx 60 \text{ kg/s}} \quad (5)$$

2.2 Modèle de Flamme Cohérente

Le principe de ce modèle est d'assimiler la flamme à une surface et d'écrire le taux de réaction total comme le produit de la surface de flamme S par le taux de réaction par unité de surface $\dot{\Omega}_F$:

$$\dot{m}_F^{tot} = \dot{\Omega}_F S \quad (6)$$

Le taux de réaction $\dot{\Omega}_F$ est estimé à partir du taux de réaction pour une flamme de diffusion laminaire plane étirée (Poinot and Veynante 2001) :

$$\dot{\Omega}_F = \rho \frac{Y_F^0}{1 - z_{st}} \sqrt{\frac{\varepsilon_s \mathcal{D}}{2\pi}} \exp \left[- \left(\operatorname{erf}^{-1} \left(\frac{\phi - 1}{\phi + 1} \right) \right)^2 \right] \quad (7)$$

où \mathcal{D} désigne le coefficient de diffusion moléculaire, qui controle l'apport des réactifs à la zone de réaction pour une flamme de diffusion et ϕ le rapport stœchiométrique du mélange kérosène/air, défini à l'annexe A (Eq. 11 ; $\phi \approx 14.8$). erf^{-1} désigne la réciproque de la fonction d'erreur exponentielle erf .³ ε_s est le taux d'étirement des éléments de flamme, c'est à dire le gradient de vitesse dans le plan de la flamme. L'estimation de cet étirement reste un point délicat faute d'informations précises. Il peut être pris égal à l'inverse du temps caractéristique de la turbulence τ_t ($\varepsilon_s \approx 1/\tau_t \approx 20 \text{ s}^{-1}$) ou estimé à partir du gradient de vitesse induit par l'écoulement sous l'aile : $\Delta U \approx 100 \text{ m/s}$ (écart de vitesse entre l'air et le kérosène s'écoulant de la fuite) pour une taille caractéristique $l_t \approx 0.5 \text{ m}$ ($\varepsilon_s \approx \Delta U/l_t \approx 200 \text{ s}^{-1}$), soit une fourchette :

$$20 \text{ s}^{-1} \leq \varepsilon_s \leq 200 \text{ s}^{-1} \quad (8)$$

Le facteur 10 entre les extrémités de la fourchette deviendra un facteur 3 sur le taux de réaction total (racine carrée dans l'expression 7).

La surface totale d'une flamme laminaire (c'est à dire plane et non-plissée) ayant le même encombrement que la flamme observée est estimée avec les mêmes valeurs que précédemment (3 m de diamètre, 50 m de long). La surface totale de flamme turbulente sera alors donnée par :

$$S = \pi D L \Xi = 470 \Xi \text{ m}^2 \quad (9)$$

où Ξ est le plissement de la flamme, c'est à dire le rapport de la surface réelle de flamme à la surface de flamme laminaire. Ce plissement est également difficile à estimer. Les valeurs observées dans les flammes turbulentes sont généralement de l'ordre de 5 à 10. Le tableau 1 résume les différents résultats pour le taux de réaction total \dot{m}_F^{tot} selon les paramètres retenus.

La variation de \dot{m}_F^{tot} est grande ($4.2 \leq \dot{m}_F^{tot} \leq 200 \text{ kg/s}$), mais en se basant sur un plissement $\Xi = 5$ ($\Xi = 1$ est nettement sous estimé car il est clair que la flamme n'a pas la forme d'un cône lisse), valeur minimale raisonnable, le taux de réaction, et le débit de fuite du kérosène, est de l'ordre de plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde.

³La fonction d'erreur exponentielle est définie par :

$$\operatorname{erf}(\eta) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\eta e^{-x^2} dx$$

Cette fonction est tabulée et figure dans les bibliothèques scientifiques des ordinateurs. Elle vérifie, en particulier :

$$\operatorname{erf}(0) = 0 \quad ; \quad \operatorname{erf}(+\infty) = 1 \quad ; \quad \operatorname{erf}(-x) = -\operatorname{erf}(x)$$

ε_s (s^{-1})	Ω_F ($g/s/m^2$)	$\Xi = 1$	$\Xi = 5$	$\Xi = 10$	$\Xi = 15$
20	8.9	4.2 kg/s	21. kg/s	42. kg/s	63. kg/s
200	28.3	13. kg/s	66. kg/s	130. kg/s	200. kg/s

Tableau 1: Estimation du taux de réaction total \dot{m}_F^{tot} selon les valeurs retenues pour l'étiement ε_s et le plissement Ξ . Le coefficient de diffusion moléculaire, identifié à celui de l'air est pris égal à $\mathcal{D} = 2 \cdot 10^{-5} m^2/s$; $\rho \approx 1 kg/m^3$; $Y_F^0 = 1$; $\text{erf}^{-1}[(\phi - 1)/(\phi + 1)] \approx 1$.

2.3 Estimation de la fuite à partir de la capacité du réservoir n° 5

Lors de l'accident de Gonesse, le réservoir n° 5 contenait au départ 7.2 tonnes de kérosène. En admettant que ce réservoir n'ait servi qu'à l'alimentation de la fuite et que l'indication de la jauge après l'accident (2 tonnes) est fiable, la fuite constatée serait de l'ordre de 5 tonnes. Cette hypothèse est confortée par le fait que le réservoir "symétrique" du réservoir n° 5, le réservoir n° 8, semble plein au moment de l'impact à Gonesse (jauge indiquant 12.8 tonnes, correspondant à la capacité maximale du réservoir). En situant le début de la fuite au voisinage de "V1" (temps 97595), le temps total de fuite est donc de $97681 - 97595 = 86$ s et correspond à une fuite moyenne de l'ordre de 60 kg/s, compatible avec les estimations ci-dessus.

Cette estimation est évidemment à prendre avec précaution dans la mesure où les réservoirs de l'avion communiquent entre eux et que des dégats structurels ont pu affecter aussi d'autres réservoirs de l'avion (réservoir 6 notamment).

2.4 Commentaire : comparaison avec l'accident de Washington

Nous retiendrons pour l'accident de Gonesse un débit de fuite de kérosène de l'ordre de $\dot{m}_F^{tot} = 50 kg/s$. En admettant que ce kérosène se mélange avec l'air passant à travers une section de $S = 6 m^2$ (ordre de grandeur de la section de passage de l'air sous l'aile au voisinage de la fuite) à la vitesse $V = 100 m/s$ (vitesse de l'avion), le débit d'air disponible est d'environ $\dot{m}_O^{tot} = \rho SV \approx 600 kg/s$. Parfaitement mélangés, ces débits correspondraient à un mélange de richesse $\Phi = s_a \dot{m}_F^{tot} / \dot{m}_O^{tot} \approx 1.2$ où $s_a = 14.8$ (car 14.8 kg d'air sont nécessaires pour brûler 1 kg de combustible dans les conditions stœchiométriques, annexe A). Cette condition de mélange combustible/comburant correspond à un mélange riche, puisqu'il contiendrait environ 20 % de combustible en sus de la stœchiométrie. Un tel mélange est parfaitement inflammable (voir Annexe A). Même si le mélange n'est pas uniforme, cette valeur de Φ laisse supposer qu'il existe suffisamment de zones comprises entre les limites d'inflammabilité pauvre et riche pour permettre la propagation d'une flamme turbulente.

En revanche, dans le cas de l'accident de Washington en 1979, le débit de fuite était de l'ordre de $\dot{m}_F^{tot} = 5 kg/s$. Tous paramètres étant égaux par ailleurs, ce qui n'est qu'une hypothèse simplificatrice, la richesse du mélange serait dix fois plus faible ($\Phi \approx 0.1$). Une flamme ne peut se propager dans un mélange aussi pauvre qui contient dix fois moins de combustible qu'à la stœchiométrie (la richesse minimale d'inflammabilité est de l'ordre de $\Phi = 0.5$ à $\Phi = 0.6$ dans les conditions normales). Par contre, ce combustible peut localement brûler au voisinage d'une source de chaleur intense, sans pour autant permettre le développement d'une flamme. Cette estimation permettrait d'expliquer ce qui semble être une petite flamme au voisinage des réacteurs dans le cas de l'accident de Washington (voir Annexe G), sans que celle-ci puisse se développer ni en aval, ni en amont. A contrario, si cette analyse est fondée, elle valide, indirectement, l'estimation du débit de fuite de kérosène pour le cas de Gonesse. En résumé, la fuite de kérosène était probablement insuffisante à Washington pour conduire au développement d'une flamme similaire à celle observée

à Gonesse.

2.5 Conclusion

Il est difficile d'estimer précisément a posteriori le débit de la fuite de kérosène, faute d'éléments précis. Néanmoins, vu la longueur de la flamme accrochée à l'arrière de l'avion et le fort dégagement de suies observé traduisant une combustion incomplète du kérosène, il est raisonnable de penser que **le débit de combustible nécessaire est de l'ordre de plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde**, typiquement de 50 à 100 kg/s. Cette estimation semble en outre compatible avec l'estimation faite à partir du temps de vol et des indications retrouvées à Gonesse et le fait que l'accident de 1979 à Washington n'ait pas donné lieu au développement d'une flamme similaire.

Signalons que des mesures effectuées depuis par EADS avec un réservoir de Concorde ont confirmé nos estimations et semblent montrer que le débit de fuite est probablement compris entre 50 et 180 kg/s.

La combustion de 50 kg de kérosène par seconde permet de libérer une puissance de $50 \text{ kg/s} \times 42.5 \text{ MJ} \approx 2 \text{ GW}$. Une partie de cette puissance (au minimum 10 %) est dégagée au voisinage immédiat de l'avion (aile et réservoirs 2 et 6, moteurs gauches,...) qu'elle contribue à chauffer par convection et rayonnement.

Il faut prendre conscience du fait que **la fuite de kérosène est considérable dans le cas de l'accident de Gonesse**. Un débit de 50 à 100 kg/s correspond à 10 à 20 fois la consommation nominale, à pleine puissance, d'un des moteurs Olympus de l'avion (environ 5 kg/s). **Ce débit est très au delà des valeurs retenues pour les tests de certification et l'étude du développement éventuel d'une flamme** lors de l'analyse de l'accident de Washington (Rapport No 408.251/79 et son annexe 9 "Evaluation du risque incendie", SDF/B87/K/32/0040, 1979). Il avait été en particulier précisé que

- Une fuite de kérosène du réservoir 5 ne pourrait excéder 0.1 kg/s :

"Une fuite de carburant dans le réservoir 5 ou 8 devant les entrées d'air est peu vraisemblable. On pense que les seules perforations possibles dans cette zone seraient dues à l'impact de débris de faible dimension suite à la rupture d'une roue et qu'elles ne dépasseraient pas en section de fuite celle d'un trou de diamètre Φ 10 mm et en débit de fuite 0.1 kg/s."

Dans ces conditions, l'inflammation est effectivement quasiment impossible. Avec les mêmes paramètres que ceux utilisés pour nos estimations, une fuite de 0.1 kg/s correspondrait à une richesse moyenne $\Phi \approx 0.002$. Pour des valeurs aussi faibles, il n'y a aucun espoir d'observer une inflammation.⁴

- Peu de données sont disponibles sur l'ingestion de kérosène par le moteur. Le rapport déjà cité précise :

"The effect upon the engine would depend upon the quantity of fuel entering the engine and the power settings at the time. No relevant data is available at any condition, other than at idle, where it is common practice to use 1 % fuel/water insertion to wash compressors. However it can be said that at higher flows and settings there may be surge, accompanied by loss of power and possibly some internal engine damage."

Des tests de pompage du moteur sur ingestion de kérosène ont, semble-t-il, été effectués au banc lors des procédures de certification, mais avec des débits considérablement plus faibles

⁴Remarquons que l'estimation d'un débit de fuite de 0.1 kg/s pour une perforation de 10 mm confirme indirectement nos estimations : pour une perforation de $0.30 \times 0.30 \text{ m}$, comme lors de l'accident de Gonesse, une simple règle de trois donne un débit de 115 kg/s.

que celui rencontré à Gonesse. Il n'y a apparemment pas de pompage moteur lorsque celui-ci ingère moins de 0.1 kg/s de kérosène.

3 Causes possibles d'initiation et développement de la flamme

La stabilisation de la flamme dans le sillage du train d'atterrissage principal gauche, au moins après le décollage de l'avion, est une certitude au vue des photographies de l'événement. L'ordre de grandeur du débit de fuite de kérosène, plusieurs dizaines de kilogrammes par seconde, est quasiment certain compte tenu de la taille de la flamme observée et est corroboré par plusieurs recoupements (jauge du réservoir 5, pas de flammes développée lors de l'accident de Washington, mesures effectuées par EADS...). Il s'agit maintenant de comprendre comment une telle flamme a pu s'initier et se développer.

L'analyse est ici plus spéculative dans la mesure où nous ne disposons que de peu d'informations (dispositions des éléments retrouvés sur la piste essentiellement) et de quelques témoignages, heureusement précis (voir annexe F). En effet, la plupart des témoignages, comme les photographies et le film vidéo, éléments très précieux, concerne essentiellement l'avion après son décollage alors que la flamme accrochée sous l'aile est déjà établie.

3.1 Les scénarii d'inflammation possibles

Au début de l'enquête, le "groupe feu" mis en place par le BEA et chargé d'expliquer l'inflammation de l'avion a élaboré 17 scénarii possibles. Sept scénarii, considéré comme les plus plausibles, avaient été classés, a priori, par ordre de probabilité décroissante (voir table 2).

Ces propositions invoquent plusieurs mécanismes possibles :

- **Inflammation par arc électrique** (scénarii 1, 2, et 5, le cas 4 pouvant éventuellement en faire partie). Dans cette situation, l'inflammation serait due à une étincelle électrique consécutive à la rupture mécanique d'un faisceau électrique par des débris. Dans cette hypothèse, le cas 1 (inflammation dans le puits de train) est nettement le plus favorable.
- **Inflammation par le moteur** (scénario 6). Les moteurs du Concorde, et particulièrement la post-combustion (ou réchauffe) dégagent une puissance unitaire d'environ 240 MW (voir annexe A). Les parties chaudes du moteur et/ou les gaz brûlés chauds (environ 1400 K) sont susceptibles de provoquer l'inflammation du kérosène s'échappant par la fuite. Deux exemples de cette situation, l'un accidentel, l'autre voulu, sont données à l'Annexe H.
- **Inflammation suite à pompage moteur** (scénario 3). Lors d'un pompage moteur (désamorçage du compresseur), l'écoulement dans le moteur peut s'inverser et provoquer une remontée de flamme. Un tel pompage peut être dû à l'ingestion de débris et/ou de kérosène par le moteur.
- **Inflammation par conduction thermique sur le train** (scénario 7). Ce mécanisme suppose une température suffisante des éléments du train d'atterrissage ou des roues (disque de frein, par exemple), pour provoquer l'inflammation du kérosène.

L'objectif premier de ce rapport est d'analyser la possibilité du scénario 6 où le kérosène issu de la fuite du réservoir aurait été enflammé par le moteur. Ce scénario nécessite deux étapes : inflammation du kérosène par le moteur, probablement par les gaz chauds issus du moteur et/ou les parties chaudes du moteur au voisinage des tuyères de sortie, puis remontée de la flamme vers l'amont de l'avion pour s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage comme semblent le montrer les photographies ultérieures de l'événement (voir § 1). La possibilité d'un tel scénario n'est pas en soit évidente compte tenu, notamment, de la vitesse des écoulements en jeu. La vitesse de l'avion est d'environ 100 m/s, soit très au delà des vitesses que peut soutenir une flamme turbulente dont l'expression (1) donne un ordre de grandeur.

Avant d'analyser plus en détail ce scénario (voir § 4), nous voudrions faire quelques commentaires sur les scénarii possibles.

3.2 Allumage par étincelle

L'inflammation par étincelle électrique est évoquée plus ou moins directement dans les scénarii 1, 2, 4 et 5 de la table 2. Cette étincelle serait due à la rupture d'un faisceau électrique par des débris de pneumatique. Des cables 115 V - 400 Hz destinés à l'alimentation des ventilateurs de frein traversent le puits de train et descendent le long de la jambe de train. Leur rupture, à notre connaissance non prouvée lors de l'accident, est évidemment susceptible de provoquer des étincelles agissant comme une bougie automobile pour enflammer le mélange air/kérosène.⁵ Plausible, ce scénario est à notre sens très peu probable comme le montre la discussion de l'annexe B :

- L'allumage par étincelle d'un mélange combustible/comburant est très délicat. Il n'est possible que pour un mélange aux proportions bien définies, avec des gouttelettes de kérosène suffisamment fines. L'étincelle doit aussi avoir une taille adéquate (l'écart entre les électrodes est un paramètre important) et délivrer une énergie suffisante (voir § B.1).
- Le kérosène est, par nature, un combustible relativement difficile à enflammer. Il est, par exemple, possible d'éteindre une allumette ou une cigarette en la plongeant dans un bac de kérosène. De même, un collègue du CNRS, étudiant les feux de nappe de kérosène, a été obligé de recourir à des dispositifs d'allumage pyrotechniques. Ces difficultés d'inflammation ont d'ailleurs conduit à utiliser des injecteurs spéciaux dans les phases d'allumage des moteurs du Concorde (§ B.2 et figure 21).
- La géométrie de l'avion et de son train d'atterrissage principal, les circuits électriques et le pneu incriminé dans l'accident (roue No 2) rendent très peu probable la génération d'une étincelle dans une zone adéquate en termes de mélange air / gouttelettes de kérosène (voir § B.2).

3.3 Allumage sur pompage moteur

Un pompage moteur, provoqué par l'ingestion de débris et/ou de kérosène, outre un "bang" caractéristique, peut provoquer une remontée de flamme vers l'amont du moteur et le développement d'une flamme importante à l'aval. Ces flammes auraient donc pu enflammer le kérosène s'échappant du réservoir 5.

Nous ne sommes pas spécialistes des phénomènes de pompage mais ce scénario nous paraît peu crédible en raison de la chronologie des événements :

- Le premier pompage, "pompage léger" du moteur 1, est situé aux environs du temps 97602.8, soit 1930 m après le début de la piste, dalle 178.
- Le second pompage, "pompage lourd" du moteur 2 est plus tardif : temps 97603.2, 1970 m après le début de la piste, dalle 183.
- Les traces de suies sur la piste, résidus de combustion, commencent à la dalle 168 soit 1850 m après le début de la piste.

Même compte tenu des incertitudes sur la localisation précise de l'avion, les traces de suies (et donc la combustion) commencent sensiblement avant les pompages. En outre, les témoignages font

⁵Des test de rupture de cables sont prévus au CEAT dans le cadre de l'enquête.

état d'une inflammation en deux temps : première flamme accrochée à la sortie des réacteurs puis expansion soudaine (voir annexe F). La première flamme, relativement localisée, n'a probablement pas laissé de traces de suies sur la piste et était donc allumée avant la dalle 168.

Le pompage du moteur 1 est probablement dû à l'ingestion de débris⁶ : relativement loin de la fuite, il est peu vraisemblable qu'il ait pu ingérer du combustible liquide et/ou des produits de combustion. Inversement, même si ce pompage a pu engendrer une remontée de flamme, il y a peu de chances que celle-ci ait pu enflammer un mélange combustible kérosène/air, produit trop loin du moteur.

Le moteur 2 aurait pu ingérer du kérosène liquide provenant de la fuite, au moins par les prises d'air secondaires.⁷ Néanmoins, son pompage est trop tardif pour expliquer l'inflammation du kérosène s'échappant par la fuite du réservoir. En revanche, ce pompage aurait éventuellement pu contribuer à la remontée de la flamme vers l'amont et à son accrochage dans le sillage du train principal gauche (§ 5).

3.4 Inflammation par conduction thermique

L'inflammation sur le train ou les roues par conduction thermique est l'hypothèse retenue pour le dernier scénario classé (scénario 7 de la table 2). Ce scénario a été étudié puis rejeté lors de l'étude des possibilités d'incendie conduite après l'accident de 1979 à Washington (rapport 408.251/79, Aérospatiale/BAE). Il nous paraît également peu crédible car les parties les plus chaudes (roues, disques de frein) ne sont pas dans une zone où il y a des chances de trouver un mélange kérosène/air dans des proportions combustibles (Annexe A) et sont constamment refroidies par l'écoulement d'air.

3.5 Inflammation par les moteurs (réchauffe).

Les moteurs Olympus du Concorde dégagent une puissance unitaire d'environ 240 MW (Annexe A) et constituent donc une source d'énergie suffisante pour enflammer le kérosène s'échappant par la fuite. La température des gaz brûlés issus de la post-combustion (ou réchauffe), en fonctionnement au décollage, est d'environ 1400 K (1100 °C), largement suffisante pour enflammer du kérosène. L'allumage sur les parois externes de la nacelle est, a priori, impossible car les températures de ces parois sont insuffisantes (typiquement entre 50 et 150 °C, d'après la note SDF/B87/K/32/0040). Ce scénario soulève quelques questions analysées plus loin (section 4) :

- Mise en contact du mélange kérosène/air avec des gaz chauds issus du moteur.
- Inflammation du mélange kérosène/air.
- Propagation de la flamme vers l'amont de l'avion pour s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage.

⁶L'ingestion de corps durs par le moteur 1 a été prouvée par les expertises (voir rapport d'étape, janvier 2001).

⁷Les expertises ont montré que le moteur 2 avait ingéré des "corps mous", ce qui inclut les morceaux de pneumatique.

Classement	Hypothèses	Points favorables	Points défavorables
1	Inflammation à l'intérieur du puits de train	<ul style="list-style-type: none"> - Accroche flamme - Stabilité - Temps de séjour - Mélange air / carburant - Source d'inflammation - Nébulisation - Fuite probable du réservoir 5 dans le puits de train 	
2	Inflammation par arc sur les circuits électriques au niveau du train	<ul style="list-style-type: none"> - Vulnérabilité - Proximité du réservoir 5 - Energie électrique présente 	
3	Inflammation consécutive à la flamme amont provoquée par un pompage	<ul style="list-style-type: none"> - Dommage aux moteurs - Deux "bang" entendus - Energie suffisante 	Pas d'évidence de flammes
4	Inflammation proche de la fuite de carburant des réservoirs 5 et/ou 6	<ul style="list-style-type: none"> - Stabilité - Proximité - Temps de séjour 	Pas d'évidence de flammes
5	Inflammation par arc sur les circuits électriques au niveau des karman	<ul style="list-style-type: none"> - Vulnérabilité - Présence d'énergie électrique importante 	En dehors du cône de probabilité d'impact de morceau de roue
6	Inflammation par conduction thermique sur les moteurs ou par la réchauffe	<ul style="list-style-type: none"> - Haute température 	<ul style="list-style-type: none"> - Propagation des flammes - Nombre de cas reportés - Témoignages
7	Inflammation sur le train ou les roues par conduction thermique	<ul style="list-style-type: none"> - Fragment de pneu calciné 	

Tableau 2: Scénarii possibles d'évolution du feu tels qu'ils ont été identifiés et classés a priori selon une probabilité décroissante au début de l'enquête. Ce classement et les points favorables et défavorables sont ceux attribués à ce moment là par le "groupe feu" et ne correspondent pas nécessairement à nos analyses actuelles.

4 Inflammation par le jet de gaz brûlés issus de la réchauffe

L'objectif de ce paragraphe est d'analyser en détail les mécanismes qui ont probablement conduit à l'inflammation du kérosène fuyant du réservoir 5, puis à l'expansion de la flamme.

4.1 Introduction

Lors de la rupture du réservoir, une très forte quantité de kérosène a probablement été projetée sous l'aile de l'avion en direction du sol. Cette supposition est confortée par les mécanismes de rupture du réservoir (cisaillement de l'intérieur vers l'extérieur du réservoir), le fort débit moyen de la fuite (voir § 2) et la nappe de kérosène liquide retrouvée sur la piste aux dalles 163, 164 et 165 (nappe d'environ 15 m × 10 m). Le cisaillement du jet de kérosène liquide s'échappant du réservoir par un écoulement d'air externe à 100 m/s (vitesse de l'avion) a ensuite assuré la vidange du réservoir. Dans ces conditions, des paquets de liquide se désagrègent rapidement en gouttes puis en gouttelettes pour former un brouillard (spray) de kérosène, très vite bien mélangé avec l'air ambiant. Cette situation est d'ailleurs clairement visible sur les photographies prises lors de l'accident de Washington en 1979 (Annexe G). L'espace compris entre l'aile, la nacelle des moteurs et le sol était ainsi saturé d'un mélange kérosène-air, avec une quantité importante de kérosène liquide ruisselant sur les parois.

Le kérosène liquide ruisselant sous l'aile et le long de la paroi de la nacelle coté cellule et le mélange kérosène/air rencontrent les gaz brûlés issus des moteurs en aval des tuyères. Cette mise en contact est similaire à la configuration dite de la "flamme-pilote" étudiée par P. Moreau à l'ONERA (voir Annexe C) et peut provoquer l'inflammation du kérosène s'échappant du réservoir au voisinage des tuyères. Si ce mécanisme est plausible, il n'est probablement pas le plus favorable. En effet, les gaz chauds sortant de la réchauffe sont "isolés" par de l'air froid arrivant le long du moteur et destiné à favoriser la tenue des matériaux. La mise en contact gaz brûlés chauds - mélange froid kérosène/air n'est donc certainement pas optimale, surtout vu les vitesses élevées des écoulements (gaz brûlés à environ 600 m/s ; mélange kérosène/air à 100 m/s). Il est toutefois vrai que l'angle des paupières (tuyères secondaires orientables) au décollage (voir figure 5) peut favoriser la mise en contact du kérosène et des gaz brûlés provenant du moteur. L'absence de paroi en aval des paupières, pour créer des zones de faibles vitesses, rend la propagation de la flamme vers l'amont très difficile voire impossible par des mécanismes de déflagration, ce qui n'exclut pas complètement les possibilités de remontée par détonation, même si ce scénario nous semble peu vraisemblable.⁸

4.2 Ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur et inflammation

L'hypothèse la plus vraisemblable est, pour nous, l'ingestion de kérosène par l'ensemble nacelle-moteur puis son inflammation au contact des gaz sortant de la réchauffe au voisinage de la tuyère primaire. Cette ingestion peut se faire par plusieurs orifices :

⁸La propagation d'une flamme dans les conditions normales correspond à un régime dit de *déflagration* : la vitesse caractéristique de la flamme reste faible, typiquement quelques mètres par seconde pour les combustibles usuels. Dans certaines conditions, une transition vers la *détonation* peut se produire. La flamme se propage alors à vitesse supersonique et accompagne une onde de choc correspondant à un saut de pression qui peut atteindre plusieurs dizaines de bars et s'avérer extrêmement destructif (la destruction d'un immeuble par une explosion due au gaz est en fait une détonation). Peu probable, la transition vers la détonation est relativement mal connue pour les brouillards de gouttes de kérosène et dépend fortement des caractéristiques de ces brouillards. En outre, une propagation détonante aurait certainement occasionné des dommages structuraux supplémentaires à l'avion conduisant à retrouver plus d'éléments matériels sur la piste.

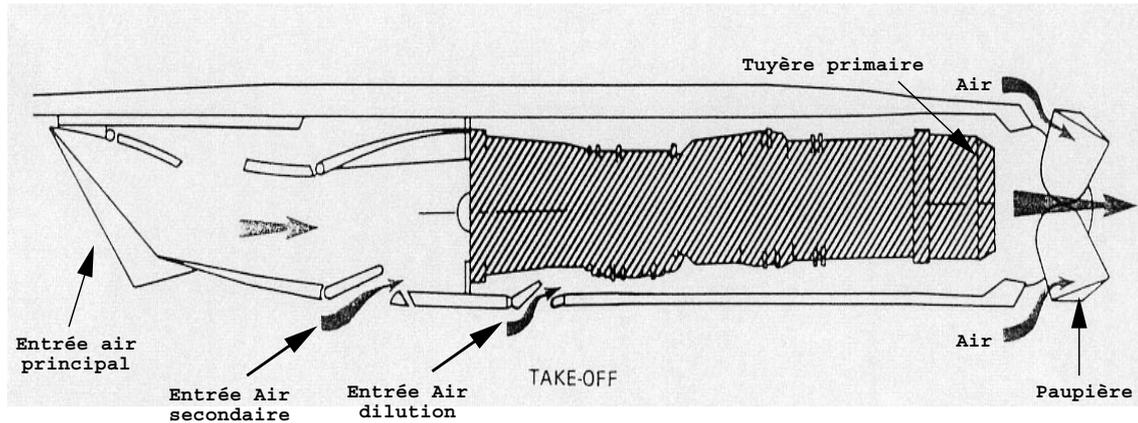


Figure 5: Implantation du moteur Olympus dans la nacelle du Concorde. Les alimentations d'air et des paupières sont ici dans la configuration au moment du décollage.

- par les prises d'air secondaire du moteur, situées sous la nacelle moteur. Ces prises d'air, schématisées sur la figure 5 sont ouvertes au décollage et clairement visibles sur la photographie de la figure 3.
- par la prise d'air de la climatisation. Cette prise d'air est située sur la nacelle moteur, côté cellule de l'avion, au voisinage du raccord avec l'aile. Elle est visible sur la photographie 40 de l'Annexe D.3.

Au décollage les entrées d'air secondaires des réacteurs, situées sous la nacelle, sont grandes ouvertes (Fig. 5). La première entrée apporte un complément d'air au système propulsif et sert notamment à prévenir un pompage du moteur lorsque l'avion se cabre. La seconde trappe, plus en aval, assure un écoulement d'air longeant les parties chaudes de la réchauffe (refroidissement) qui débouche peu avant les paupières, le long de la tuyère primaire. Cet écoulement a une vitesse faible, de l'ordre de 20 m/s, et une température modérée comparée à celle des gaz de réchauffe, qui eux ont une température de l'ordre de 1400 K. L'écoulement provenant de cette deuxième trappe apporte un surplus d'air à la réchauffe, pour être ensuite mélangé à l'écoulement provenant de l'entraînement d'air entre l'arrière corps du moteur et les paupières dont l'angle est de 25° au décollage (voir Fig. 5).

La trappe située sur le flanc intérieur de la nacelle est aussi ouverte lors du décollage. Elle sert à aspirer l'air de refroidissement de l'échangeur de la climatisation de la cabine. Après la traversée des échangeurs, cet air est réinjecté sur la partie supérieure du système de propulsion, à l'intérieur de la nacelle (Fig. 6).

Après rupture du réservoir, toutes ces prises d'air ont très certainement absorbé de grandes quantités de kérosène. La prise d'air du climatiseur est clairement la plus exposée : elle est située sur la face intérieure de la nacelle (i.e. côté cellule), au voisinage de sa jonction avec l'aile, à un endroit où beaucoup de kérosène est susceptible d'avoir ruisselé. Les autres prises d'air sont plus grandes mais, situées sur la face inférieure de la nacelle, sont moins exposées.

L'écoulement de combustible pénétrant dans la nacelle, qu'il soit issu de la deuxième trappe située sous la carène moteur ou du système de climatisation, a pu s'enflammer soit au contact des parois chaudes du moteur, soit lorsqu'il arrive au contact des gaz issus de la réchauffe au niveau de la tuyère primaire du moteur. Dans cette région, de nombreux obstacles, essentiellement constitués par le système hydraulique de manœuvre de la tuyère, permettent le développement de zones de recirculation et assurent l'accrochage de la flamme (Fig. 7). Cette analyse est confirmée par une

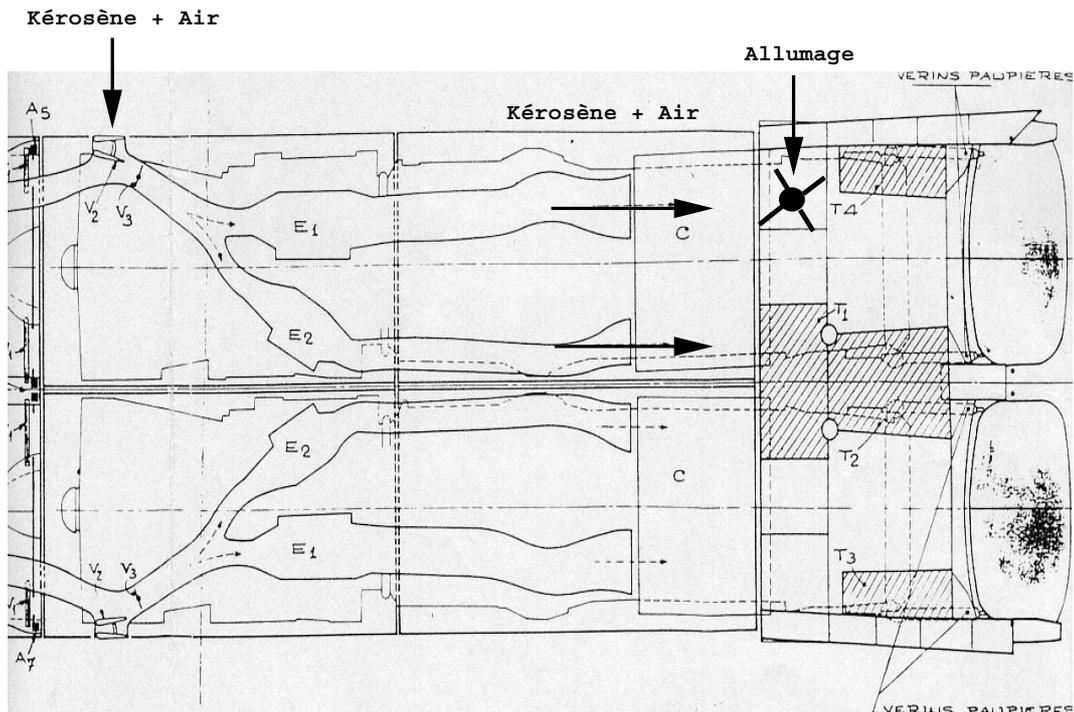


Figure 6: Schéma des prises d'air de la climatisation au niveau moteur. Un mélange kérosène-air ingéré au niveau de la trappe coté interne de la nacelle sera, après traversée des échangeurs, injecté sur la partie supérieure du système propulsif.

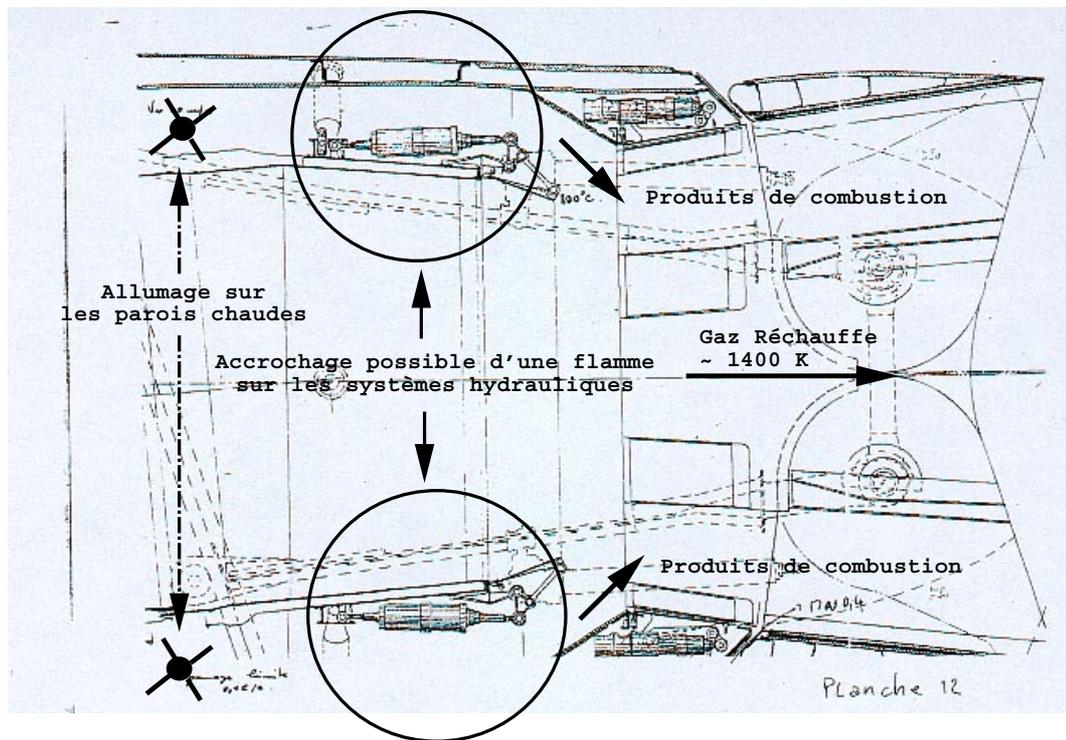


Figure 7: Schéma de la partie arrière du moteur (les paupières sont ici en position vol). Après allumage sur les parois chaudes, une zone de combustion trouvera de nombreux points d'accrochages sur les systèmes hydrauliques.

étude sur les risques d'incendie consécutifs à une fuite de kérosène après perforation d'un réservoir conduite après l'accident de Washington en 1979 (Note Aérospatiale-BAE No 408.251/79 et son annexe 9, "Evaluation du risque incendie" SDF/B87/K/32/0040) :

"Below 0.26M/220 knots there would be a real risk of fuel being sucked into a 4 inch by 6 inch inlet on the side of the nacelle which admits cooling air to the air conditioning system heat exchanger located in the engine bay. After passing through the heat exchanger it would exhaust onto the jet pipe. There is, therefore, a possibility of ignition and a fire within the ducting and between the jet pipe and heat shield. The fire would not propagate forward since the heat exchanger matrix would be a flame trap and would be a contained situation."

Cette étude montre donc clairement les risques d'inflammation de kérosène ingéré par la prise d'air de refroidissement de l'échangeur de la climatisation. Les risques sont évidemment les mêmes pour du kérosène ingéré par la seconde prise d'air secondaire sous la nacelle (Fig. 8). En revanche, l'étude souligne qu'une flamme allumée dans ces conditions est incapable de se propager vers l'amont. En effet, même si la flamme est susceptible de trouver des vitesses d'écoulement suffisamment faibles pour progresser, elle ne peut en aucun cas traverser l'échangeur : ses mailles sont trop fines pour permettre le passage d'une flamme (notion de "distance de coincement", voir par exemple De Soete 1976).

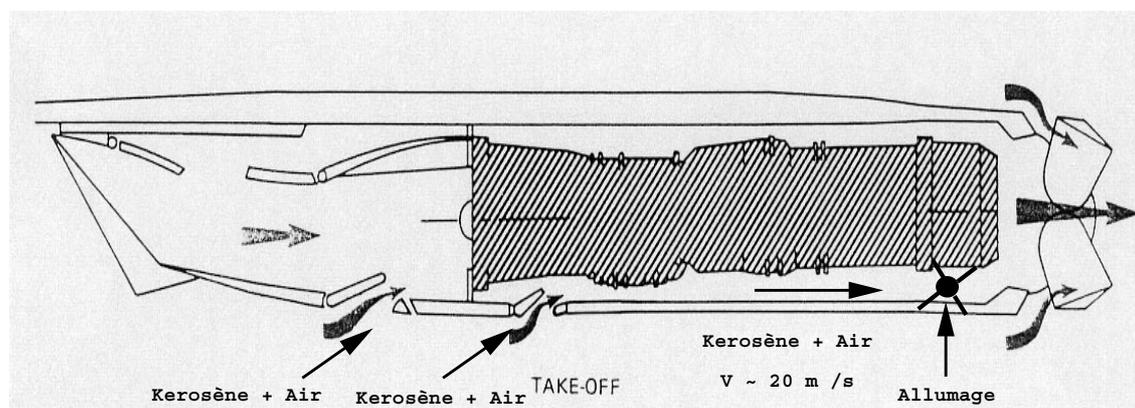


Figure 8: Schéma de l'Olympus avec ses entrées d'air secondaires. Un mélange kérosène-air ingéré par la seconde trappe est convecté vers les parties chaudes du moteur pour éventuellement s'auto-inflammer.

L'inflammation du kérosène est donc parfaitement possible à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur 2. Cette inflammation conduit alors à l'existence d'une flamme accrochée derrière le moteur mais différente de la flamme de réchauffe observée en fonctionnement normal. Cette flamme est alimentée par le combustible ingéré par l'ensemble nacelle-moteur et peut brûler une partie du mélange kérosène/air qui s'écoule sous l'aile et le long de la nacelle. L'écoulement des gaz en amont des paupières est alors sensiblement modifié. En effet, comme l'illustre la figure 9, le jet froid entourant le jet de réchauffe au niveau de l'arrière corps a disparu et n'assure plus son rôle de bouclier thermique. En particulier, le kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle et débouchant entre l'arrière corps et la paupière rencontre maintenant directement des produits de combustion. L'inflammation du kérosène en écoulement le long de la nacelle et dans les couches limites turbulentes est alors inévitable (Fig. 10).

Cette analyse correspond clairement à la première étape de l'inflammation décrite par deux pompiers témoins des événements (Annexes F.3.1 et F.3.3) et à ce que décrit le commandant

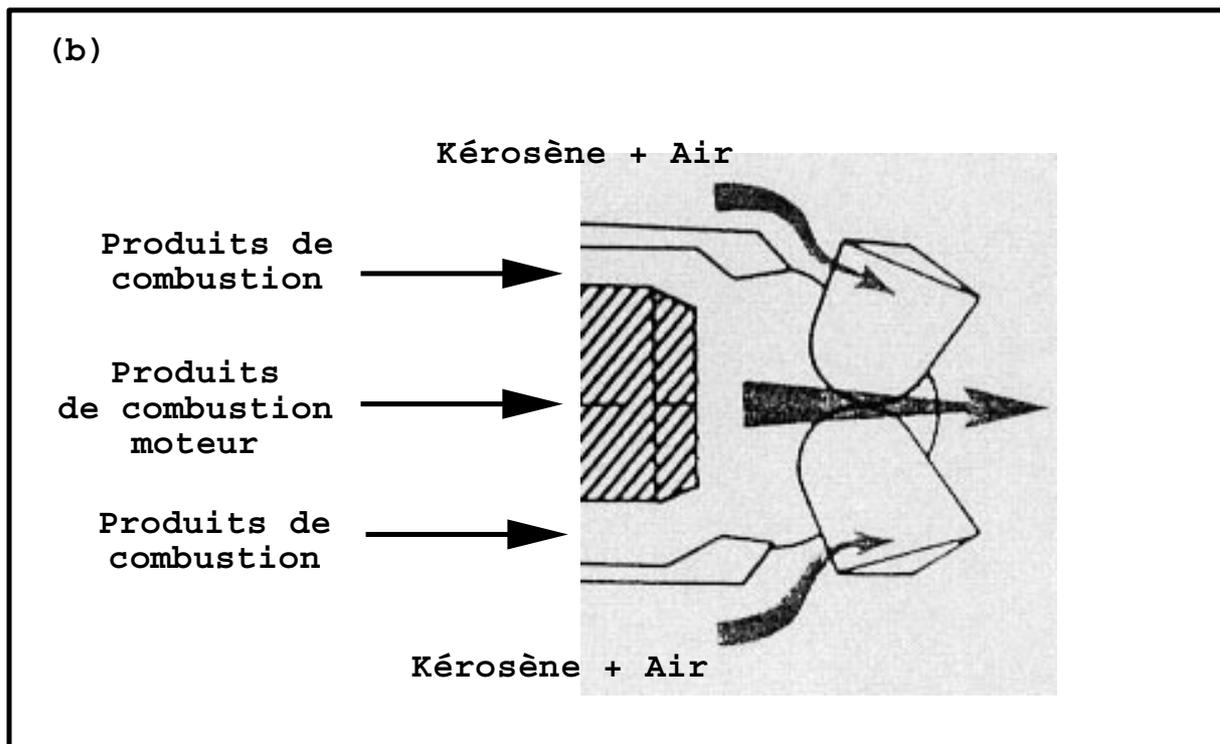
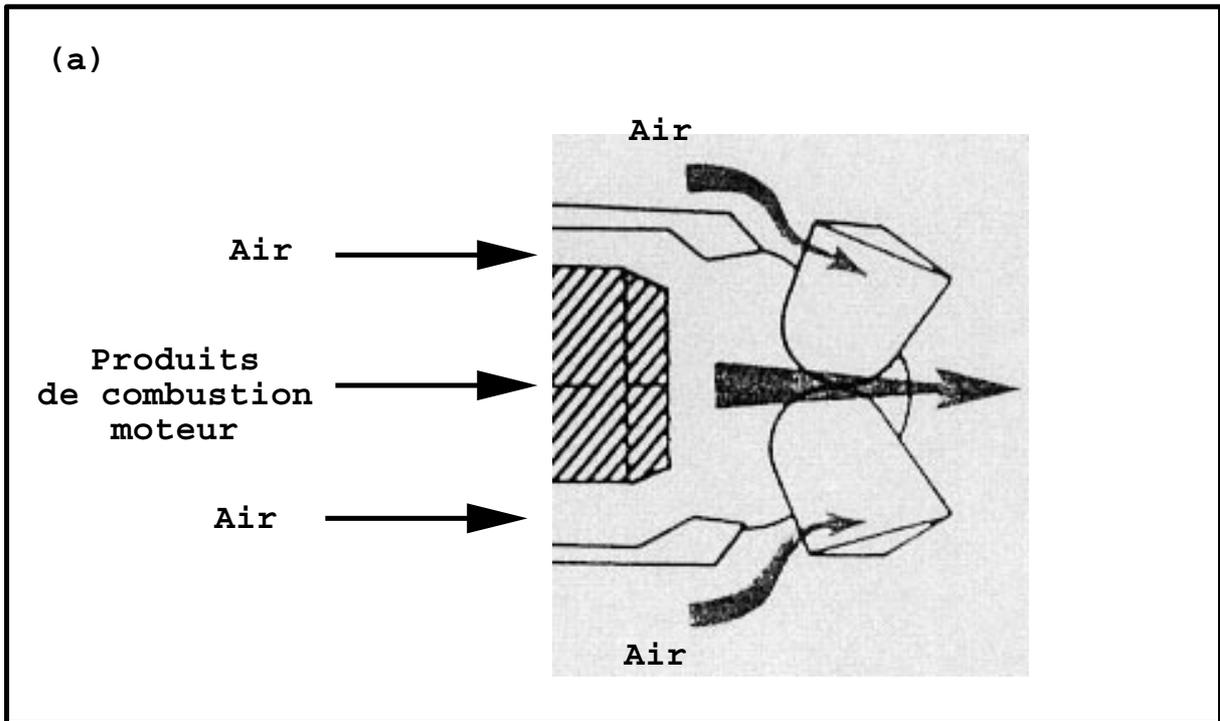


Figure 9: Schéma de l'arrière corps. (a) Fonctionnement normal au décollage : l'air moteur est utilisé pour canaliser le jet de la réchauffe. (b) Dans le cas d'un feu à l'intérieur de la nacelle, l'écoulement d'air entourant le jet de réchauffe est remplacé par un écoulement de gaz brûlés qui va entrer en contact avec le kérosène ruisselant le long de la nacelle.

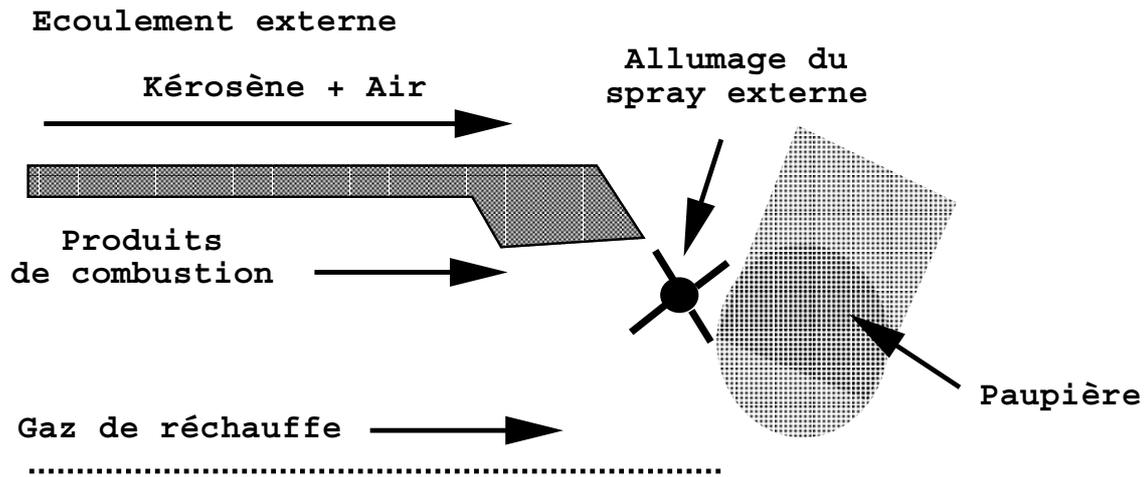


Figure 10: L'écoulement d'air autour des gaz de réchauffe est remplacé par un écoulement de gaz brûlés au contact duquel le spray ruisselant sur la nacelle va s'enflammer.

de bord d'un appareil en attente de décollage (Annexe F.3.4).⁹ Il s'agit maintenant d'expliquer comment la flamme a pu remonter vers l'avant de l'avion pour venir s'accrocher dans le sillage du train d'atterrissage comme le montre les photographies ultérieures de l'événement (§ 1).

4.3 Remontée de la flamme vers l'avant de l'avion

4.3.1 Introduction

Une fois acquise la possible inflammation, au voisinage de la tuyère primaire du moteur 2, du kérosène s'échappant par la fuite du réservoir 5, il faut analyser les possibilités de remontée de la flamme vers l'amont. Plusieurs mécanismes de remontée de flamme sont a priori possibles :

- **A l'extérieur de la nacelle**, le long de la nacelle et sous l'aile de l'avion.
- **A l'intérieur de la nacelle**, entre les parois de la nacelle et le moteur. Cette remontée est impossible par le circuit de climatisation car l'échangeur empêche le passage de la flamme (voir § 4.2). Elle est, en revanche, possible en direction de la seconde prise d'air secondaire, comme le montre la figure 11.
- **Pompage moteur**. Un pompage moteur peut occasionner une inversion de l'écoulement à l'intérieur du moteur et provoquer une remontée de la flamme à travers le compresseur (phénomène dit de "flamme-amont").

Ces explications sont toutes trois plausibles et aucune ne peut être complètement exclue. La propagation à l'extérieur de la nacelle, dans les couches limites, nous semble toutefois la plus probable. Examinons maintenant successivement chacune de ces hypothèses.

4.3.2 Remontée de flamme le long de la face externe de la nacelle

A première vue, une telle remontée est impossible : la vitesse de propagation d'une flamme turbulente peut difficilement excéder quelques mètres par seconde alors que l'écoulement sous l'aile de l'avion est à environ 100 m/s.

⁹Contrairement aux pompiers, nous n'avons pas interrogé personnellement ce commandant de bord et nous ne lui avons donc pas fait préciser la localisation exacte de la première inflammation dont il témoigne.

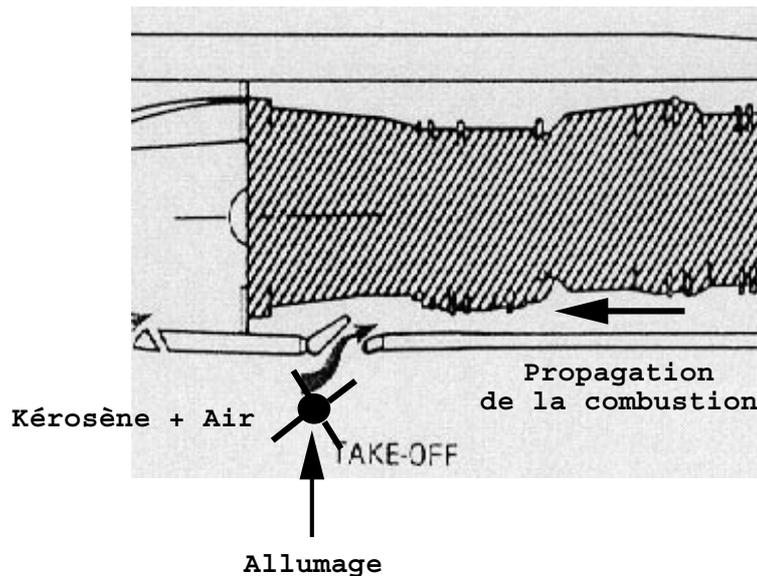


Figure 11: Allumage du spray ruisselant sur la nacelle par remontée de flamme dans l'écoulement d'air interne moteur.

Cette analyse est beaucoup trop simpliste car la propagation d'une flamme est un phénomène local et instantané : il suffit que localement la flamme rencontre à un instant donné un écoulement à vitesse suffisamment faible. Des expériences récentes (voir Annexe E) montrent qu'une flamme est capable de se propager de proche en proche dans des zones qui ont, à cet instant, des faibles vitesses. Une flamme est alors capable de soutenir des vitesses moyennes largement supérieures à sa vitesse de propagation. En fait, la vitesse moyenne, et plus généralement les grandeurs statistiques, d'un écoulement ne sont pas représentative de sa structure locale instantanée, seule significative en terme de propagation de flamme.¹⁰

Dans le cas du Concorde, la géométrie est compliquée (Annexe D) : couches limites (et donc zones à faibles vitesses où l'écoulement est très perturbé) sous l'aile et le long de la nacelle, "coin" nacelle/aile, présence de la jambe de train et des contrefiches, génératrices de sillages importants, combustible ruisselant sur les parois, aile et nacelle,... Dans cette situation, une flamme peut trouver localement et instantanément des zones à vitesses suffisamment faibles pour se propager vers l'amont jusque dans le sillage du train d'atterrissage, sans compter qu'elle perturbe elle même l'écoulement. En revanche, la flamme ne pourra pas dépasser le train. En amont de celui-ci, l'écoulement est nettement moins perturbé (absence de sillage, couches limites réduites), sans oublier que la fuite de combustible ne se situe que 25 cm en amont du puits de train et que les contrefiches de celui-ci contribuent certainement à l'homogénéisation du mélange kérosène/air.

Pour nous, comme le discute l'Annexe D, la remontée d'une flamme le long de la nacelle dans les couches limites et dans le sillage du train est clairement possible. Cette analyse correspond aussi au témoignage d'un des pompiers interrogés (Annexe F.3.3) qui décrit la flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion. Elle est aussi compatible avec le développement en deux temps décrits par les autres témoins (Annexe F).

¹⁰Ce phénomène rend d'ailleurs impossible une simulation numérique fiable de la remontée de la flamme dans le cas de l'accident du Concorde qui ne peut être décrite en terme de grandeurs statistiques. En fait, une telle propagation est chaotique : il suffit qu'à un seul instant la vitesse ait été suffisamment faible pour permettre la remontée de la flamme. De plus, les modèles utilisés pour décrire la combustion turbulente sont actuellement trop grossiers pour prédire de manière fiable les phénomènes de stabilisation de flammes dans une géométrie aussi complexe.

4.3.3 Remontée de la flamme entre nacelle et moteur

La remontée de la flamme à l'intérieur de la nacelle entre les parois de celle-ci et le moteur (Fig. 11) est probablement plus facile qu'à l'extérieur : vitesses plus faibles des écoulements (environ 20 m/s), obstacles divers,... Dans cette situation, la flamme arriverait au niveau de la seconde prise d'air secondaire sous la nacelle, au voisinage de la zone de recirculation qui se développe derrière la jambe de train.

En revanche, il n'est pas clair que cette flamme puisse sortir de la nacelle au niveau de la prise d'air (vitesse de l'air de l'ordre de 20 m/s, couches limites quasi-inexistantes à cet endroit,...), ni que le ruissellement de kérosène à ce niveau ait pu être suffisant. Remarquons toutefois qu'une flamme sortant par la prise d'air secondaire correspondrait au témoignage d'un des pompiers (Annexe F.3.2). Il est néanmoins le seul témoin à décrire cette situation et a plus probablement vu la flamme alors qu'elle était en train de remonter vers l'amont de l'avion (voir Annexe F.4).

4.3.4 Remontée de la flamme sur pompage moteur

La première flamme, accrochée aux tuyères, n'a probablement pas laissée de traces de suies sur la piste et celles-ci correspondent plus vraisemblablement au développement de la flamme stabilisée. La remontée aurait alors commencé avant les pompages mais pourrait ne s'être achevée qu'après. Remarquons qu'à l'inverse, le pompage du moteur 2 aurait pu être provoqué par l'aspiration de gaz brûlés provenant de la flamme se développant dans le sillage du train.

5 Scénario probable de l'inflammation de l'avion

L'objectif est ici de résumer nos conclusions en proposant le scénario qui nous semble le plus probable pour expliquer l'inflammation du kérosène et la stabilisation de la flamme lors de l'accident de Gonesse. Ce scénario est construit à partir des analyses effectuées précédemment et utilise les discussions conduites en annexe.

5.1 Scénario de l'inflammation

Les témoignages décrivent précisément une inflammation en deux temps de l'avion : première flamme au voisinage des tuyères des moteurs gauches puis expansion (Annexe F). Par ailleurs, l'inflammation par étincelle suite à la rupture d'un câble électrique, si elle n'est pas complètement impossible, nous paraît très improbable (Annexe B). L'allumage direct du kérosène liquide ruisselant le long de la nacelle et sous l'aile au contact des gaz chauds issus du moteur est théoriquement possible mais cette situation semble peu favorable (vitesses d'éjection des gaz, gaine d'air frais protégeant la sortie du moteur, absence de parois et de zones à vitesse lente en aval des paupières pour permettre la remontée ultérieure de la flamme,...). Le scénario le plus vraisemblable nous paraît alors être :

1. Ingestion de kérosène par les entrées d'air secondaires ou, plus probablement, par la prise d'air du climatiseur (§ 4.2).
2. Allumage sur les parties chaudes du moteur et/ou les gaz issus de la réchauffe au voisinage de la tuyère primaire du moteur. La conséquence directe de la présence d'une flamme et de gaz brûlés dans cette partie du moteur est la suppression du confinement du jet de réchauffe et de la protection thermique des parois normalement assurée par l'écoulement d'air qui entoure le moteur (§ 4.2).
3. Inflammation au niveau des paupières du kérosène s'écoulant à l'extérieur de la nacelle, au contact de la flamme-pilote accrochée au voisinage de la tuyère primaire du moteur.
4. Remontée de la flamme vers le train principal gauche, jouant le rôle d'accroche-flamme par les couches limites et le sillage du train, le long de la paroi externe de la nacelle et sous l'aile (§ 4.3).

Ce scénario nous semble aujourd'hui le plus crédible, tant au vu des témoignages (Annexe F), que des éléments matériels réunis et de nos connaissances en combustion. Il n'exclut néanmoins pas complètement quelques variantes et laisse quelques interrogations résumées ici.

Deux autres scénarios peuvent être évoqués pour expliquer la remontée de la flamme, comme nous l'avons déjà signalé. La flamme peut se propager entre moteur et nacelle puis sortir par la seconde prise d'air sous la nacelle (figure 11). Possible, ce mécanisme semble peu favorable (sortie au niveau de la prise d'air dans une ambiance où la quantité de kérosène n'est probablement pas maximale, voir § 4.3). La flamme aurait aussi pu remonter suite à un des pompages moteur. Au contraire, le pompage du moteur 2 pourrait être dû à la remontée de la flamme et à l'ingestion de gaz brûlés par le moteur par les entrées d'air secondaires.

Un autre point concerne l'explosion de la dalle 181. Cette dalle présente apparemment les traces d'une explosion : traces de suies qui semblent montrer un violent écoulement en direction du sol, arrachage d'un élément de béton à la piste (photographie 12). Cette explosion pourrait s'expliquer par la remontée de la zone de combustion.



Figure 12: Photographie de la dalle 181 de la piste, montrant les traces de ce qui semble être une explosion avec arrachement d'un morceau de béton (10 cm de large, 25 à 30 cm de long, 1 cm d'épaisseur).

La détonation (combustion en régime supersonique avec formation d'ondes de choc) est connue pour être très difficile avec les mélanges kérosène / air. Néanmoins, l'inflammation brutale d'un prémélange quasi-stœchiométrique dans un milieu (relativement) confiné peut conduire à une surpression non négligeable, éventuellement destructrice, et ce, même en régime dit de déflagration (propagation subsonique d'une flamme). Cette situation aurait pu se produire soit dans les zones de recirculation en aval du train, soit plus probablement dans le puits de logement du train, lors de la remontée de la flamme. La zone de recirculation turbulente apparaissant dans ce type de cavité a pu conduire au remplissage du puits de train d'un mélange kérosène / air.

La combustion d'un prémélange air / kérosène dans un puits de train d'environ $2 \times 1 \times 0.5 \text{ m}$ avec une vitesse de flamme turbulente de l'ordre de $S_T = 5 \text{ à } 10 \text{ m/s}$ peut être réalisée en un temps de l'ordre d'un dixième de seconde (correspondant au temps de parcours d'une dalle par l'avion) et induire une surpression locale. Suivant la position des éléments mécaniques, hydrauliques et électriques autour du puits de train, cette surpression a pu engendrer quelques dégâts : dégâts à l'intérieur du puits de logement du train, détérioration de la piste... En admettant que le puits ait entièrement été rempli d'un mélange stœchiométrique kérosène / air à pression atmosphérique, cas le plus défavorable, elle aurait contenue $1000/22.4 \approx 45$ moles d'air (le volume de kérosène, supposé sous forme liquide, est négligeable), soit 0.5 moles ou 84 g de kérosène dont la combustion aurait libérée une énergie de 3.5 MJ (ou, en 0.1 s, une puissance crête de 35 MW).

Cette "explosion" pourrait aussi être la conséquence d'un pompage moteur (remontée de flamme vers l'amont, réinflammation brutale dans le réacteur,...), le "bang" sonore caractéristique du pompage et mentionné par les témoins correspondant à une surpression.

Les éléments concernant l'explosion observée à la dalle 181 restent toutefois assez flous. Ces commentaires doivent donc être pris avec beaucoup de réserve.

5.2 Enchaînement et localisation des événements

Après avoir analysé le scénario probable de l'inflammation du kérosène s'échappant du réservoir numéro 5, il s'agit maintenant de tenter de dater la succession des événements au vu des éléments trouvés sur la piste et des enregistrements disponibles.

La première flamme, accrochée à l'arrière des moteurs et signalée par les témoins (voir Annexe F), s'est probablement allumée très rapidement après le début de la fuite (environ quelques dixièmes de seconde après, temps nécessaire au transport du kérosène vers la tuyère primaire du moteur).

Si le début de la fuite de kérosène correspond au moment du changement de bruit de fond (temps 97601.5), l'apparition de cette petite flamme se situe probablement lorsque les paupières sont au niveau de la nappe de kérosène imbrûlé observée sur la piste (dalles 163 à 165).¹¹ La quantité de kérosène liquide retrouvé laisse supposer que l'espace entre sol et aile du Concorde était rempli d'un brouillard de kérosène. Cette flamme n'est probablement pas encore assez étendue pour laisser des traces de suies sur la piste et enflammer le kérosène répandu.

Il est plus difficile de dater la remontée et l'accrochage de la flamme dans le sillage du train d'atterrissage gauche. En effet, rien ne permet d'affirmer que cette remontée était achevée avant la levée de la roue avant ou même le décollage. Les photographies disponibles (voir, par exemple, les photographies 2 ou 14) qui montrent clairement la stabilisation de la flamme dans le sillage du train ont été prises alors que l'avion était déjà en vol.

La première flamme stabilisée au voisinage des tuyères joue le rôle de flamme pilote (voir § 1.1). La flamme prend alors de l'expansion et s'étend vers l'amont et vers l'aval en brûlant le kérosène s'écoulant sous l'aile de l'avion. L'expansion vers l'aval peut être très rapide et correspond probablement aux premières traces de suies sur la piste.¹² Au contraire, la combustion vers l'amont est plus lente et laisse au troisième pompier le temps de voir une flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion (Annexe F.3.3).

Trois événements particuliers peuvent correspondre à l'accrochage de la flamme dans le sillage du train d'atterrissage : l'explosion de la dalle 181, le pompage lourd du moteur 2 et la levée de la roue avant. Explosion et pompage sont relativement voisins en temps, soit environ 1.5 s après l'inflammation supposée. Ce temps correspondrait à une remontée plutôt rapide de la flamme mais possible. La levée de la roue avant et le cabrage de l'avion sont sensiblement plus tardifs (environ 3 secondes après l'allumage supposé), ce qui laisse le temps à la flamme de remonter vers le train, surtout que l'écoulement sous l'avion est modifié à ce moment là (§ 6.1). Signalons que l'un des témoins (troisième pompier, Annexe F.3.3) décrit la remontée de la flamme comme s'étant produite après la levée de la roue avant.

¹¹Il faut noter que les quatre témoins qui ont vu l'avion quasiment par son travers au moment de l'inflammation, trois pompiers en service au poste de secours SISS2 et un commandant de bord en attente de décollage sur la bretelle E5, situent cette inflammation beaucoup plus tôt (voir Annexe F). Pour les pompiers, elle s'est produite peu après le travers de la bretelle S5 tandis que le commandant la localise à plus ou moins 100 m de la bretelle W7.

¹²Remarquons que ces traces ont pu être laissées par l'extrémité de la flamme qui peut déjà se situer quelques dizaines de mètres derrière l'avion.

6 Remarques complémentaires

Les remarques présentées ici visent à compléter le scénario précédent (§ 5), notamment sur les conséquences de la présence de la flamme accrochée sous l'avion.

6.1 Traces de suies sur la piste

Les traces de suies retrouvées sur la piste 26 R présentent une discontinuité : traces continues de la dalle 169 à la dalle 226, traces discontinues ensuite, traces intenses au voisinage de la bretelle S4 et enfin herbe brûlée avec fortes traces de suies au bord de la piste après la dalle 307. Comme nous l'avons déjà dit, l'apparition des suies (dalle 169) correspond probablement au moment où la flamme prend de l'ampleur. En effet, la petite flamme "chalumeau" initialement décrite par les témoins n'a probablement pas laissée de traces sur la piste, faute d'une ampleur suffisante.

La disparition des suies à la dalle 226 est probablement liée au fort cabrage de l'avion avant le décollage. Dans ces conditions, l'écoulement sous l'aile est fortement modifié : plus d'air passe sous l'avion et est accéléré par le convergent que représente l'avion par rapport à la piste (Fig. 13). On peut alors penser que la combustion s'effectue dans des meilleures conditions, conduisant à la formation de beaucoup moins de suies.

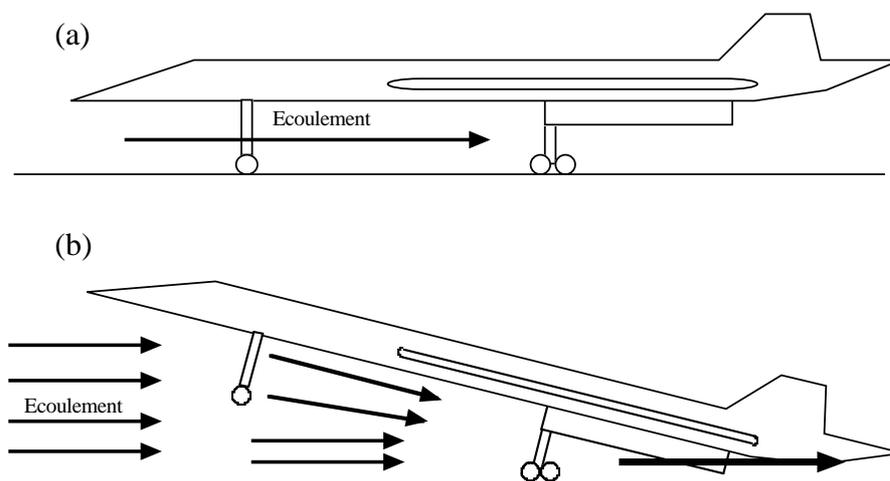


Figure 13: Schématisation de la modification de l'écoulement sous l'avion lors du cabrage. (a) avion au roulage ; (b) avion cabré. Cette modification peut expliquer la disparition des suies observées sur la piste vers la dalle 226.

Une fois que l'avion a décollé, après la dalle 306, l'écoulement est encore une fois modifié. De nouveau, moins d'air alimente la flamme et la combustion peut redevenir incomplète donnant lieu à la formation de beaucoup de suies (Photographie 14).

Ces explications sont parfaitement plausibles. Néanmoins, il ne faut pas perdre de vue que d'autres sont possibles. En effet, la combustion est dans ces conditions fortement instationnaire. Le débit de fuite de kérosène a aussi pu varier au cours du temps, notamment avec l'assiette et les accélérations de l'avion.

6.2 Dégâts structuraux dus à la flamme

Comme mentionné à la section 2, la flamme accrochée sous l'avion dégageait une puissance de l'ordre de 2 GW, dont 10 à 20 % l'était au voisinage immédiat de l'aile, de la cellule et de la nacelle



Figure 14: Photographie de l'avion après le décollage. La combustion, clairement incomplète, donne lieu à la formation de beaucoup de suies (particules de carbone imbrûlées) d'où sa couleur jaune. Le panache de suies noires est particulièrement visible derrière la flamme. Photographie prise par un touriste japonais depuis un avion en attente de traversée de la piste 26 R.

gauche. Un tel dégagement a pu occasionner des dégâts structureaux non négligeable (fusion des panneaux de l'aile et/ou de la nacelle) et chauffer les réservoirs 2 et 6. D'après les cadrans des jauges retrouvés à Gonesse, le réservoir 2 pourrait être vide au moment de l'impact alors que son symétrique, coté droit de l'appareil, était pratiquement plein. L'apport éventuel du combustible du réservoir 2 aurait pu se traduire par une modification de la flamme, variable selon la durée de cet apport, instantanée ou non.

6.3 Ingestion de gaz brûlés par le moteur

L'ingestion de gaz brûlés provenant de la flamme accrochée sous l'aile par les prises d'air des moteurs gauches a déjà été évoquée. Outre la discussion déjà conduite (§ 5), l'ingestion de gaz brûlés pourrait être la cause du pompage lourd du moteur 1 entre les instants 97612.1 et 97613.1. A ce moment, l'avion quitte le sol, ce qui entraîne une modification de l'écoulement autour de celui-ci et a pu favoriser une telle ingestion. Les traces de suies retrouvées sur la piste semblent d'ailleurs montrer une modification de la combustion (voir ci-dessus).

6.4 Et si...

L'objectif est ici d'envisager, d'un point de vue purement combustion, deux événements possibles qui auraient pu se produire lors de l'accident de Gonesse : la rentrée du train d'atterrissage principal gauche et un arrêt de l'avion sur la piste au lieu de décoller. Ces analyses sont évidemment purement spéculatives mais montrent que ces alternatives n'auraient probablement pas changé grand chose.

6.4.1 Rentrée du train d'atterrissage

Comme nous l'avons dit à la section 1.2 de ce rapport, la flamme turbulente accrochée sous l'aile du Concorde lors de l'accident de Gonesse était stabilisée par le sillage du train d'atterrissage

principal gauche. La remontée de la flamme depuis l'arrière corps des moteurs vers l'avant de l'appareil n'a, de plus, été possible qu'en raison des perturbations aérodynamiques engendrées par le train (§ 4.3). Si le train avait pu être rentré, la flamme aurait probablement été soufflée pour venir se stabiliser au voisinage de la sortie des réacteurs.¹³

Dès que la flamme est soufflée, les mécanismes ayant conduit à son allumage (ingestion de kérosène par la trappe du climatiseur et/ou les prises d'air secondaires du moteur, mise en contact de ce kérosène avec les parties chaudes du moteur,...) réapparaissent. Dans ce cas, une flamme entretenue aurait probablement subsisté à l'intérieur de la nacelle, au voisinage de la tuyère primaire du moteur. Cette flamme ne pourrait alors plus remonter le long de la nacelle (absence du sillage du train) mais contribuerait à l'accrochage d'une flamme principale au voisinage des paupières, se développant vers l'arrière de l'avion.

6.4.2 Arrêt de l'avion avant décollage

Lors de l'accident de Gonesse, l'avion a décollé avec les conséquences que l'on connaît. Une alternative était que le pilote décide d'interrompre le décollage et de tenter d'arrêter l'appareil sur la piste. Il ne nous appartient pas de juger de la faisabilité et de l'opportunité d'une telle tentative, en admettant que le pilote ait pu avoir les éléments d'informations pouvant le pousser à une telle décision. Néanmoins, toujours d'un point de vue "combustion" nous pouvons examiner les conséquences prévisibles de l'arrêt de l'appareil, en supposant qu'il fût possible sans dégâts annexes (sortie de piste, etc...).

En admettant que l'avion ait pu s'arrêter et compte tenu du débit de la fuite de kérosène, de l'ordre de 50 à 100 kg/s (voir § 2), il aurait été immédiatement entouré d'une mare de kérosène en feu (il restait encore environ 2 tonnes de kérosène dans le réservoir N° 5 à Gonesse, probablement plus en cas d'arrêt sur la piste). Le feu serait en outre remonté vers le réservoir et aurait éventuellement pu déclencher une explosion. Il ne faut pas non plus oublier que le feu aurait aussi provoqué des dommages aux autres réservoirs dont la plupart sont encore pleins à ce moment là. Même en l'absence d'explosion et malgré leur indéniable rapidité d'intervention, les pompiers se seraient retrouvés en face d'un gigantesque brasier probablement très difficile et très long à maîtriser, laissant très peu de chances aux passagers et à l'équipage de l'avion.

¹³Cette remarque ne considère évidemment qu'un point de vue "combustion." Vu la situation de l'avion, la rentrée du train endommagé n'était pas souhaitable (risque de ne pouvoir le ressortir ou de créer une combustion résiduelle de pneus dans le puits de train,...).

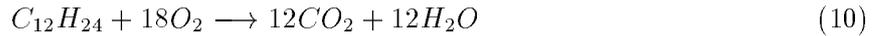
ANNEXES

A Caractéristiques chimiques du kérosène

Le kérosène est un hydrocarbure assimilé ici à $C_{12}H_{24}$. Le kérosène est en fait un mélange de différents hydrocarbures et plusieurs formules chimiques globales sont utilisées dans la littérature ($C_{10}H_{20}$, $C_{10}H_{18}$,...). Pour notre utilisation, seul compte le rapport du nombre d'atomes d'hydrogène et de carbone, voisin de 2.

A.1 Réaction chimique

La réaction chimique globale est :



La combustion stœchiométrique de 168 kg de kérosène nécessite donc 576 kg d'oxygène soit environ 2485 kg d'air. Pour 1 kg de kérosène, il faut 3.4 kg d'oxygène ou 14.8 kg d'air. Le rapport stœchiométrique massique (rapports des masses d'oxygène et de combustible nécessaires dans les proportions stœchiométriques) vaut donc $s = 3.4$. De même, une mole de kérosène nécessite pour brûler 18 moles d'oxygène et $18 \times (1 + 3.76) = 85.7$ moles d'air. Rappelons qu'une mole de gaz occupe, dans les conditions normales, un volume de 22.4 litres.

Le rapport stœchiométrique ϕ qui compare les caractéristiques chimiques d'un écoulement pur de kérosène (fraction massique de kérosène $Y_F^0 = 1$) et d'air (fraction massique d'oxygène $Y_O^0 = 0.23$) vaut :

$$\phi = \frac{sY_F^0}{Y_O^0} \approx 14.8 \quad (11)$$

Le rapport de mélange stœchiométrique Z_{st} , caractérisant le mélange stœchiométrique kérosène / air en terme d'une variable de mélange Z ($Z = 0$ dans l'air pur et $Z = 1$ dans le combustible pur), est donné par :

$$Z_{st} = \frac{1}{\phi + 1} \approx 0.063 \quad (12)$$

A.2 Energie dégagée par la réaction

Le pouvoir calorifique inférieur (PCI) du kérosène est d'environ $PCI = 42.5$ MJ/kg. Ce pouvoir calorifique mesure l'énergie dégagée par la combustion d'un kilogramme de combustible. L'eau formée par la réaction est supposée rester à l'état vapeur, c'est à dire que la chaleur latente de vaporisation de celle-ci, a priori récupérable, n'est pas prise en compte, d'où l'adjectif "inférieur".

A titre d'illustration, le moteur Olympus du Concorde brûle environ 20 tonnes de kérosène par heure à pleine puissance, soit 5.6 kg/s. Cette combustion produit une puissance de $5.6 \times 42.5 \approx 240$ MW. La puissance cumulée des quatre réacteurs est donc comparable à celle d'une centrale nucléaire.

A.3 Limites d'inflammabilité

La combustion d'un mélange kérosène/air n'est possible que pour certaines proportions du mélange, décrites par les limites d'inflammabilité. La proportion de kérosène dans l'air, en volume, doit être au minimum de 0.6 % (limite pauvre) et au maximum de 4.7 % (limite riche). Les proportions stœchiométriques correspondent à une mole de kérosène pour 85.7 moles d'air, soit environ 1.2 % en volume. La combustion du kérosène dans l'air n'est donc possible que pour des mélanges dont

la richesse¹⁴ Φ vérifie :

$$0.5 \leq \Phi \leq 4 \quad (13)$$

Remarque : Un mélange kérosène/air ne peut donc brûler que si les réactifs sont dans des proportions convenables, c'est à dire s'il y a suffisamment de kérosène mais pas trop. Il serait tentant d'extrapoler ce résultat en terme de débit maximal de fuite d'un réservoir du Concorde pour éviter l'inflammation. Malheureusement, cette extrapolation n'est pas immédiate car la combustion est contrôlée par la *richesse locale et instantanée* du mélange, c'est à dire par la richesse en un point donné à un instant donné. Seule une estimation de la *richesse moyenne*, comparant les débits globaux de combustible et d'air, est, a priori, possible comme nous l'avons fait au paragraphe 2.4 pour comparer les accidents de Gonesse et de Washington.

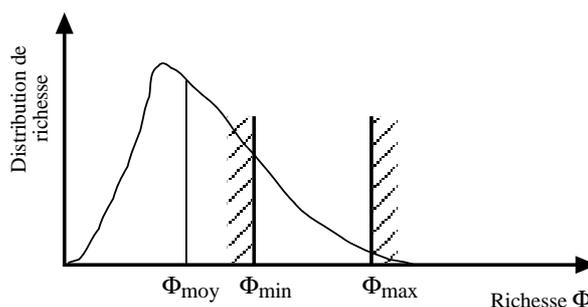


Figure 15: Distribution de la richesse locale dans un mélange turbulent combustible/air imparfait. Le mélange ne peut brûler que s'il se situe dans les limites d'inflammabilité (richesse locale Φ telle que $\Phi_{min} \leq \Phi \leq \Phi_{max}$). La richesse moyenne du mélange Φ_{moy} peut facilement être estimée à partir des débits globaux d'air et de combustible mais n'est pas forcément représentative du mélange local. Ici, $\Phi_{moy} < \Phi_{min}$ mais une partie du mélange peut brûler.

Pour aller plus loin, il faudrait pouvoir estimer une distribution de richesse et déterminer la part du mélange se trouvant dans les limites d'inflammabilité (Fig. 15), ce qui suppose une description précise du mélange turbulent dans les conditions de roulage du Concorde. Le seul point sûr est qu'une richesse moyenne très faible correspond à une fraction importante du mélange se situant en dessous de la limite d'extinction pauvre (richesse minimale Φ_{min}), comme pour l'accident de Washington (voir § 2.4). Au contraire, une richesse moyenne au delà des limites d'inflammabilité traduirait probablement une large distribution de richesse du mélange dont une part non négligeable serait comprise entre les limites Φ_{min} et Φ_{max} . Il est certain qu'un débit de kérosène faible ne permettrait pas son inflammation mais il est difficile de fixer une limite en terme de richesse moyenne, surtout compte tenu des incertitudes, notamment dans l'estimation du débit d'air qu'il faut considérer et la description de son mélange turbulent avec le kérosène.

A.4 Vitesse de flamme

Une flamme est capable de se propager dans un mélange combustible / oxydant au repos. La vitesse de propagation est appelée vitesse de flamme laminaire. Elle caractérise, en partie, la combustion et mesure le taux de dégagement de chaleur d'une flamme laminaire. Cette vitesse est

¹⁴La richesse Φ compare la proportion de combustible dans un mélange combustible / comburant à celle que devrait avoir ce combustible pour que le mélange soit stœchiométrique. Ainsi, une richesse $\Phi = 1$ signifie que le mélange est en proportion stœchiométrique tandis que $\Phi = 0.5$ indique qu'il contient moitié moins de combustible que le comburant disponible permettrait d'en brûler (mélange pauvre). Lorsque $\Phi > 1$, le combustible est en excès et le mélange est alors dit "riche".

maximale aux voisinages des proportions stœchiométriques, environ 0.5 m/s pour le kérosène, et tombe à zéro (pas de combustion) aux limites d'inflammabilité.

A.5 Auto-inflammation

La température d'auto-inflammation T_i correspond à la température à laquelle il faut porter un mélange combustible / comburant stœchiométrique pour assister au développement spontané d'une flamme.¹⁵ Pour le kérosène, cette température d'auto-inflammation vaut environ¹⁶ :

$$T_i \approx 240^\circ C \approx 513 K \quad (14)$$

Cette donnée n'est toutefois pas suffisante car l'inflammation d'un mélange combustible n'est pas instantanée. En fait, la combustion résulte de réactions chimiques plus ou moins complexes. Par exemple, la combustion d'un hydrocarbure fait intervenir quelques centaines d'espèces chimiques et quelques milliers de réactions élémentaires. Ces réactions sont généralement classées en quatre groupes qui interviennent successivement :

- *les réactions d'initiation* permettent de briser les molécules initiales (combustible, comburant). Elles sont généralement fortement endothermiques, raison pour laquelle il faut apporter de l'énergie (étincelle, source de chaleur, ...) pour initier la combustion.
- *les réactions de ramification* produisent les radicaux chimiques, intermédiaires de réaction.
- *les réactions de propagation* constituent le cœur même de la combustion. Fortement exothermiques, elles fournissent la chaleur dégagée par la combustion et assurent son entretien.
- *les réactions de terminaison* interviennent en fin de processus et conduisent à l'équilibre final.

Le développement de ces processus demande un certain temps quantifié en terme de temps d'auto-inflammation et fonction de la température initiale du mélange. Comme le montre la figure 16, plus la température initiale est élevée, plus ce délai est court. En dessous de la température d'auto-inflammation, la combustion n'est plus possible. Ce délai dépend aussi fortement de la richesse du mélange réactif, c'est à dire de la proportion combustible/air, comme le montre la figure 17. Pour des températures initiales de l'ordre de 1100 K, seuls les mélanges proches des conditions stœchiométriques ($Z \approx 0.063$) peuvent s'enflammer avec un délai de l'ordre de quelques dizaines de millisecondes. Un contact direct avec les gaz de réchauffe du moteur Olympus du Concorde (1400 K) conduirait à des délais d'inflammation beaucoup plus courts, de l'ordre de 0.1 m/s pour les conditions stœchiométriques. L'augmentation de la température initiale des gaz permet d'envisager l'inflammation de mélanges contenant une proportion plus importante de kérosène que les conditions stœchiométriques.

Dans le cas du Concorde, pour un mélange combustible porté à 800 °C par mélange avec les gaz chauds issus du réacteur (environ 1000 °C), le délai serait $\tau_i \approx 40$ ms. Pour un écoulement de gaz frais à 100 m/s, il faudrait donc environ 4 m pour que la réaction se développe, ce qui semble exclure une flamme accrochée à l'arrière de l'avion. Cette analyse est toutefois beaucoup trop grossière :

¹⁵Les taux de réaction chimiques dépendent exponentiellement de la température à travers les lois d'Arrhénius qui régissent les cinétiques chimiques. Au delà de la température d'auto-inflammation, les réactions chimiques s'emballent et la combustion se développe.

¹⁶La correspondance entre degrés Celsius ($^\circ C$) et Kelvin (K), référencés respectivement au point de congélation de l'eau et au zéro absolu, est donnée par la relation $1^\circ C = 273.15 K$

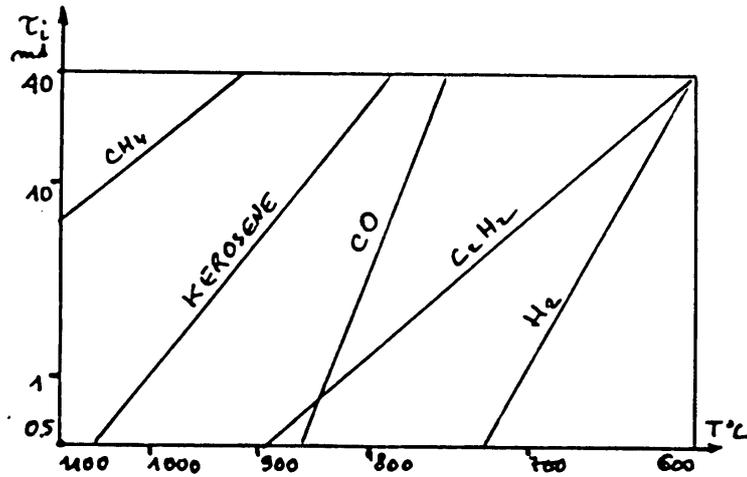


Figure 16: Délais d'auto-inflammation τ_i (ms) donnés en fonction de la température initiale du mélange ($^{\circ}\text{C}$) pour différents combustibles. E. Esposito, cours de combustion, Ecole Centrale Paris

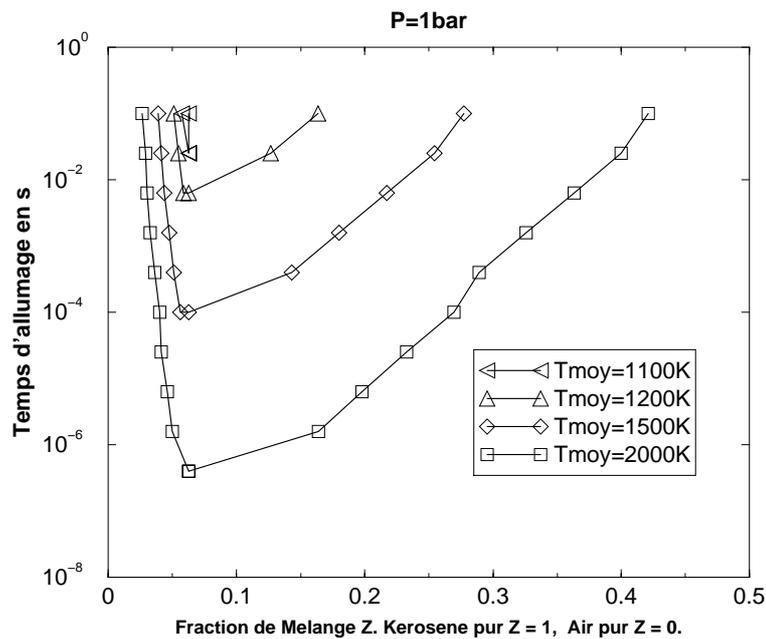


Figure 17: Délais d'auto-allumage d'un mélange kérosène/air en fonction des proportions de combustible et d'air exprimées en terme de variable de mélange Z ($Z = 0$: air pur ; $Z = 1$: kérosène pur ; $Z = Z_{st} = 0.063$: proportions stœchiométriques) pour différentes températures initiales. Simulations numériques réalisés avec une description détaillée de la cinétique du kérosène par C. François et L. Vervisch, LMFN/CORIA, INSA de Rouen.

- Elle exclut l'existence de zones de recirculation où l'inflammation a le temps de se développer : voisinage des paupières, raccordement des flux froid et chaud au niveau de la tuyère interne dans l'hypothèse d'ingestion de combustible par la prise d'air climatisation (voir § 4),...
- Les délais d'auto-inflammation sont mesurés pour un mélange air/combustible au repos porté à une température donnée. La situation lors de l'accident du Concorde est sensiblement différente puisque les gaz frais sont mélangés avec des gaz chauds issus de deux combustion successives (chambre principale, post-combustion). En outre :
 - Le mélange gaz frais / gaz chauds est turbulent. Ce mélange est alors nettement augmenté par la turbulence et les délais d'inflammation raccourcis.
 - Les gaz chauds contiennent des produits de combustion et des radicaux. Les réactions d'initiation et de ramification, très favorisés, sont alors plus rapides, réduisant considérablement les délais d'inflammation.

B Inflammation d'un mélange kérosène/air par arc électrique

B.1 Généralités

L'énergie minimale nécessaire pour l'inflammation d'un mélange kérosène-air est de l'ordre de 0.2 mJ. Cette énergie n'est pas très élevée et est, a priori, largement disponible dans les faisceaux électriques traversant le puits de train. Cette valeur n'est toutefois réaliste que dans des conditions idéales : mélange stœchiométrique vapeur de kérosène - air, écoulement au repos, caractéristiques adéquates de l'arc,... certainement plus proches des conditions de l'inflammation dans le réservoir du vol TWA 800 que dans celles de l'accident du Concorde à Gonesse. A titre de comparaison, l'énergie d'une bougie automobile est de l'ordre de 20 mJ, pour une durée d'étincelle de 1 ms.

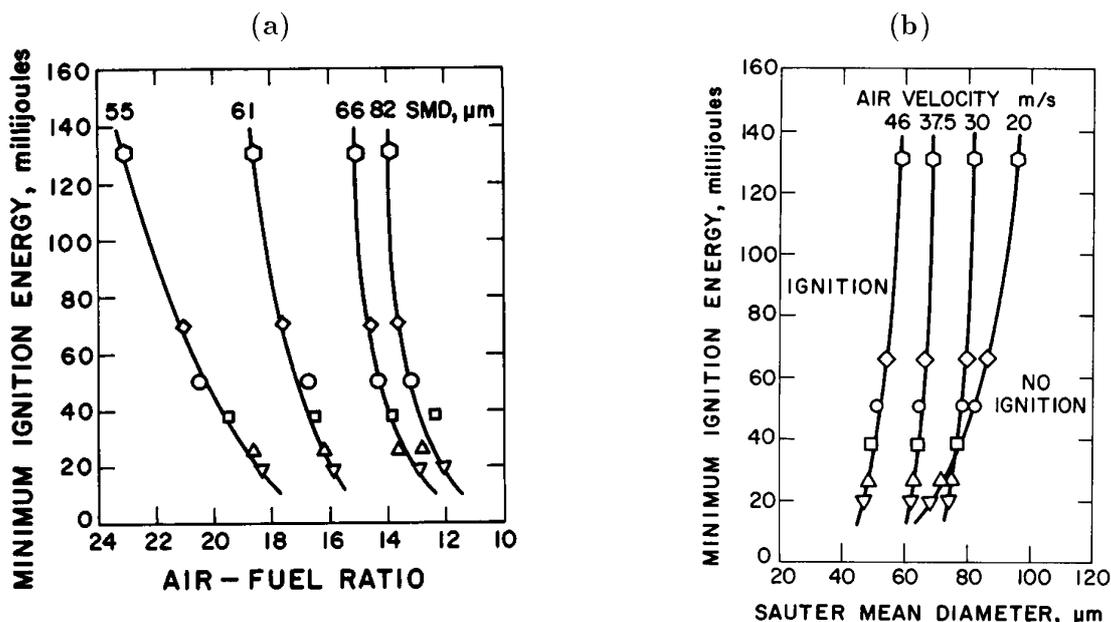


Figure 18: Energie minimale nécessaire à l'inflammation par étincelle d'un mélange gouttes de kérosène / air. (a) pour un écoulement d'air à 37.5 m/s en fonction du rapport de masse air/combustible (rapport stœchiométrique : 14.8) et de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) ; (b) pour un mélange stœchiométrique gouttes de kérosène / air, en fonction de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) pour différentes vitesses de l'écoulement d'air. Données extraites des travaux de Subba Rao et Lefebvre (1973), cités par Kuo (1986).

L'énergie nécessaire à une bougie pour enflammer un mélange gouttes de combustible / air dépend fortement d'un certain nombre de paramètres : richesse du mélange air / combustible, tailles des gouttes de kérosène, vitesse et turbulence de l'écoulement. La figure 18(a) montre l'énergie minimale nécessaire à l'allumage en fonction du rapport de masse air/combustible (le mélange stœchiométrique correspond à 14.8, voir § A) et de la taille moyenne des gouttes. L'énergie minimale est d'autant plus élevée que le rapport de masse air/combustible est élevée (les mélanges très riches ne sont pas considérés ici) et que le diamètre des gouttes est grand. Il faut noter que plus les gouttes sont grosses, plus le domaine où l'inflammation est possible est limité. Ainsi, pour des gouttes de diamètre moyen 82 μm , il est quasiment impossible d'allumer pour un rapport air/combustible supérieur à 14 (richesse inférieure à $\Phi = 1.06$) quelle que soit l'énergie disponible. Ces résultats sont confirmés par la figure 18(b) qui montre l'influence de la vitesse de l'écoulement : plus cette vitesse est élevée, plus l'allumage est difficile. Ce résultat est confirmée par la figure 19. Pour un rapport air / combustible donnée et une énergie donnée, la taille moyenne des gouttes

qu'il est possible d'enflammer diminue lorsque la vitesse de l'écoulement augmente.

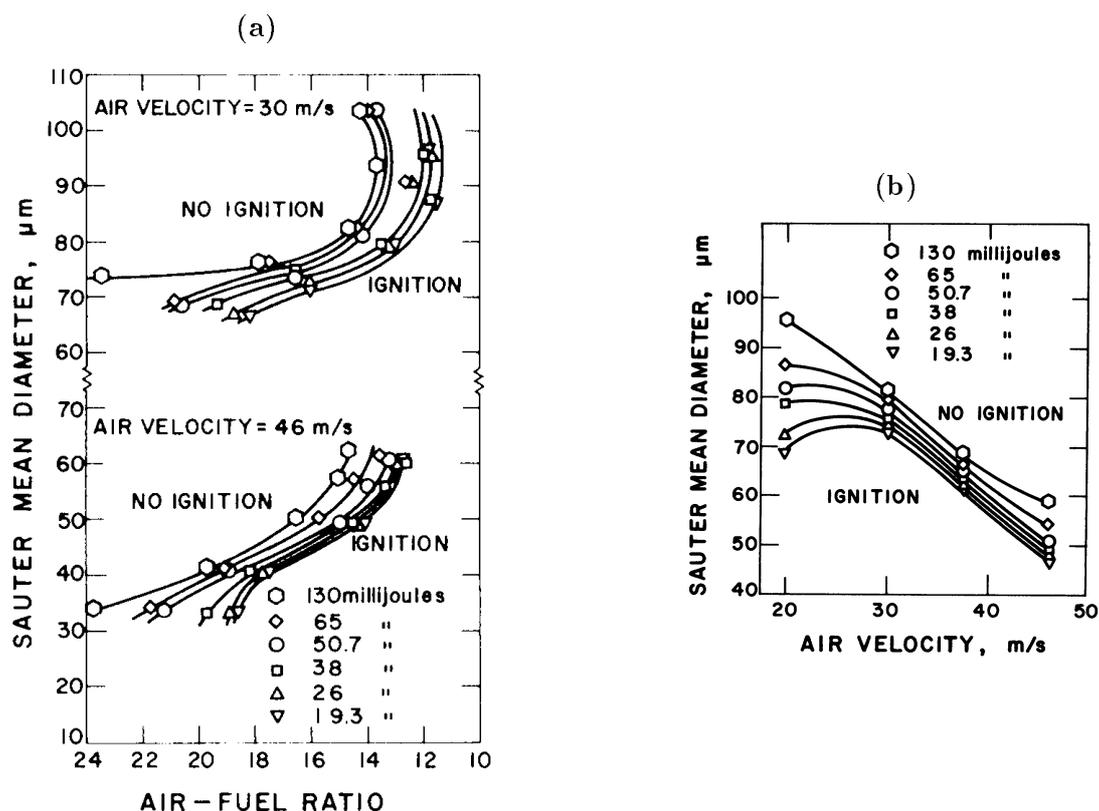


Figure 19: Limite d'inflammation d'un mélange gouttes de kérosène / air en fonction de la taille moyenne des gouttes (diamètre moyen de Sauter, SMD) et pour différents niveaux d'énergie de l'étincelle. (a) en fonction du rapport de masse air / combustible (rapport stœchiométrique : 14.8) ; (b) en fonction de la vitesse de l'écoulement pour un mélange stœchiométrique. Données extraites des travaux de Subba Rao et Lefebvre (1973), cités par Kuo (1986).

L'énergie disponible à l'étincelle n'est pas un paramètre suffisant. En effet, l'énergie requise dépend aussi sensiblement de l'écart entre les électrodes, comme le montre la figure 20. Il existe une distance optimale entre les électrodes. Une trop courte distance réclame une énergie élevée.¹⁷ La figure 20 montre aussi que l'énergie minimale dépend également de la turbulence de l'écoulement. Plus l'écoulement est turbulent, plus les fluctuations de vitesse sont élevées et plus l'énergie nécessaire à l'inflammation est importante.

Ces résultats montrent clairement que l'inflammation par étincelle d'un mélange de kérosène et d'air est possible mais réclame des conditions très favorables : mélange quasiment stœchiométrique, faible vitesse d'écoulement, peu de turbulence, gouttes aussi fines que possible, énergie suffisante de l'arc électrique, bonne configuration de l'arc,... Cet allumage est, en pratique, délicat et requiert des précautions particulières. C'est pourquoi, en général, dans les foyers aéronautiques, comme dans d'autres systèmes, des injecteurs spéciaux sont utilisés au moment du démarrage pour assurer une pulvérisation suffisamment fine du kérosène au voisinage de (ou des) bougie(s) d'allumage, comme le montre la figure 21.

¹⁷Ce résultat, a priori surprenant, est dû au fait qu'il existe une taille minimale en deçà de laquelle un noyau de flamme ne peut pas se développer. Il faut alors que l'énergie de l'étincelle soit suffisante pour permettre à la flamme d'atteindre cette taille.

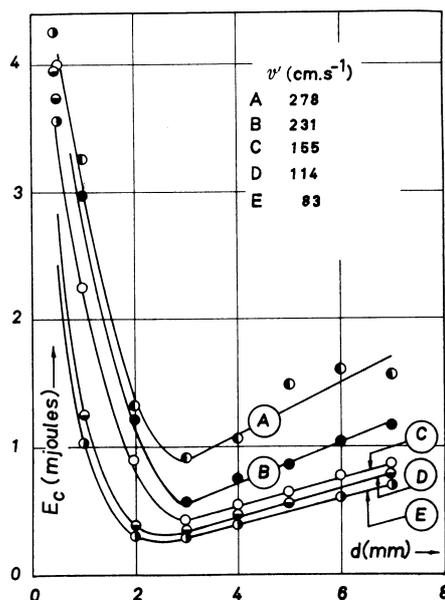


Figure 20: Influence de la distance entre les électrodes sur l'énergie minimale d'allumage par étincelle d'un mélange propane / air de richesse $\Phi = 0.8$ pour différents niveaux de turbulence. Données extraites des travaux de De Soete (1971), cités par De Soete (1976).

B.2 Commentaires relatifs à l'accident de Gonesse

Le paragraphe précédent (§ B.1) montre clairement que l'inflammation d'un mélange kérosène/air par un arc électrique, par exemple dû au sectionnement d'un faisceau électrique, est, a priori, difficile. En effet, il faut réunir des conditions extrêmement favorables tant en terme de mélange, de pulvérisation du kérosène liquide, de vitesse de l'écoulement, d'énergie et de morphologie de l'étincelle qui rendent peu probable cette situation. Rappelons que la conception du système d'allumage du kérosène dans un moteur aéronautique est, en elle-même, un challenge pour les ingénieurs qui recourent souvent à des dispositifs spécifiques (injecteurs supplémentaires dédiés).

Dans le cas de l'accident de Gonesse, vu la conception du Concorde et la nécessité d'un écoulement à faible vitesse, l'allumage par étincelle n'est sérieusement envisageable que dans le puits de train (passage de cables électriques, écoulements recirculants à faible vitesse) ou, éventuellement, dans le sillage de la jambe de train (zone de recirculation, cable alimentant les ventilateurs de frein descendant le long de la jambe). La photographie 22 présente la configuration du train principal gauche du Concorde. Elle montre, en particulier, les positions relatives des roues, du puits et de la jambe de train, ainsi que des contrefiches.

La configuration du Concorde montre que les faisceaux sont plutôt protégés d'un éclatement du pneu de la roue numéro 2. Les cables d'alimentation des ventilateurs de roues descendent le long de la face arrière de la jambe de train et donc à l'opposé de la roue 2 (photographie 23). Les cables 115 V alimentant les ventilateurs de freins sont situés au fond du puits de train et principalement vers l'avant de l'avion. Ils ne paraissent véritablement accessibles à des impacts d'objets que vers les extrémités latérales du puits. Ils semblent en outre protégés de débris issus de la roue 2 par les contrefiches et l'extrémité de la jambe de train (photographie 24). Rien ne semble aujourd'hui indiquer qu'ils aient été sectionnés lors de l'éclatement du pneu. La situation était différente lors de l'accident de Washington (14 juin 1979) puisque la roue 6 est directement à l'aplomb du puits de train et n'est pas séparée de celui-ci par les contrefiches. Des débris avaient d'ailleurs traversé complètement le puits de train.

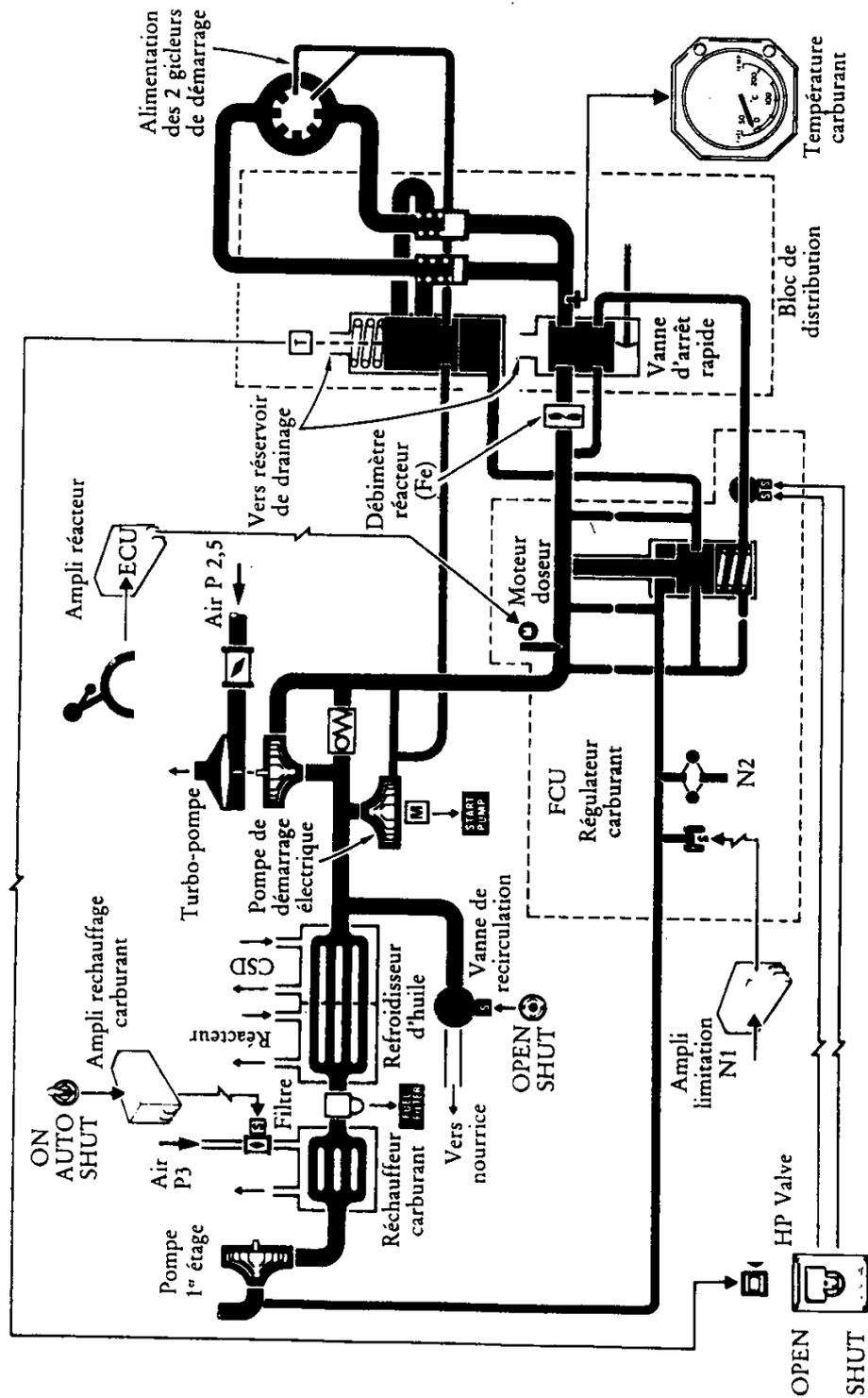


Figure 21: Schéma de principe de la distribution de combustible dans les moteurs Olympus du Concorde. Ce schéma montre en particulier le dispositif d'injection spécial destiné à l'allumage du moteur. Extrait de la documentation Air France relative au Concorde (Référence DT.NT 20/7/99 10h20 GM, I-18.00.1).



Figure 22: Photographie du train principal gauche d'un Concorde vu vers la gauche de l'appareil. La roue numéro 2, incriminée dans l'accident de Gonesse est la roue au premier plan à droite. Les roues en cause dans l'accident de Washington (14 juin 1979) sont les deux roues arrières du train (5 et 6). Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.



Figure 23: Photographie de la jambe du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil est vers la gauche de l'image. Les câbles d'alimentation des ventilateurs de roues descendent le long de la face arrière de la jambe. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.



Figure 24: Photographie du puits du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil se trouve vers la droite de l'image. Les câbles électriques sont essentiellement situés au fond du puits et paraissent protégés d'impacts de débris issus de la roue 2 par les contrefiches (deux des trois contrefiches sont visibles, la troisième est clairement apparente sur la photographie 22). Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

Compte tenu du débit estimé de la fuite, un jet de kérosène liquide conséquent s'échappe de la perforation du réservoir 5, localisée 25 cm en amont du puits de train (photographie 25). Ce jet interagit violemment avec un écoulement d'air transversal de 100 m/s, dû à la vitesse de l'avion. Dans ces conditions, le jet liquide est pulvérisé en fines gouttelettes à sa périphérie tandis que des grosses gouttes, voire des paquets de combustible liquide s'échappent de sa partie aval, comme schématisé sur la figure 26. Il est donc probable que du kérosène liquide pénètre, entraîné par l'écoulement, dans le puits de train mais plutôt sous forme de gros paquets que de fines gouttelettes. Dans ces conditions, l'inflammation d'un tel milieu paraît difficile, voire impossible.

B.3 Conclusions

L'allumage par étincelle d'origine électrique d'un mélange kérosène liquide / air n'est possible que dans des conditions très particulières¹⁸ : pulvérisation suffisamment fine du kérosène, proportions quasiment stœchiométriques des réactifs, faibles vitesses et faible niveau de turbulence de l'écoulement, énergie suffisante de l'étincelle dont la forme doit être adéquate,... Compte tenu des conditions observées dans l'accident de Gonesse, il est très peu probable que toutes ces conditions aient pu être réunies, même si, en toute rigueur, cette hypothèse ne puisse être complètement exclue. En outre, rien ne prouve la rupture d'un câble électrique suite à une projection de débris. Enfin, ce scénario ne correspond pas aux témoignages très précis recueillis sur l'initiation de la flamme lors de l'accident (voir annexe F).

¹⁸L'inflammation du kérosène est d'ailleurs réputé difficile : il est possible d'éteindre une allumette ou une cigarette dans un bac contenant du kérosène. Expérience à ne pas tenter avec l'essence ! Par ailleurs, un collègue chercheur au CNRS nous a appris que pour allumer des feux de nappes de kérosène (études de sécurité incendie), les difficultés d'inflammation l'obligent à recourir à des dispositifs pyrotechniques.

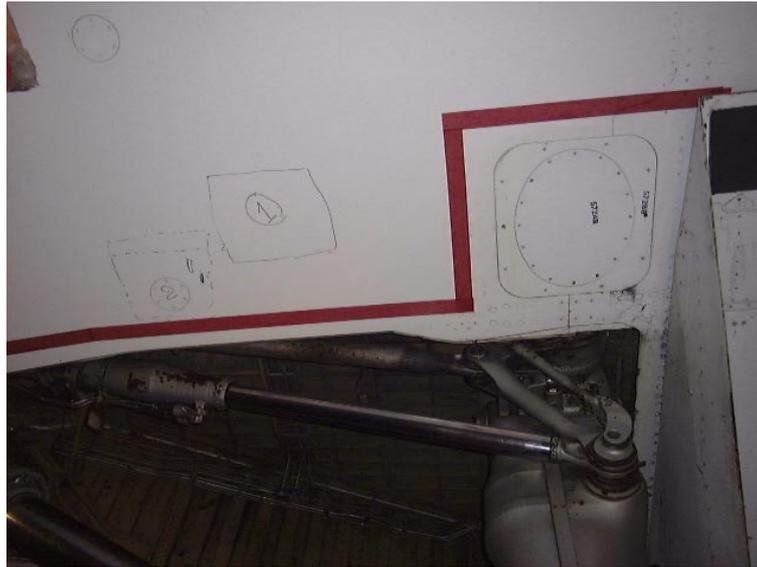


Figure 25: Photographie du puits du train principal gauche d'un Concorde. L'avant de l'appareil se trouve vers le haut de l'image. Le cadre indiqué (1) correspond à la fuite de kérosène du réservoir 5. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

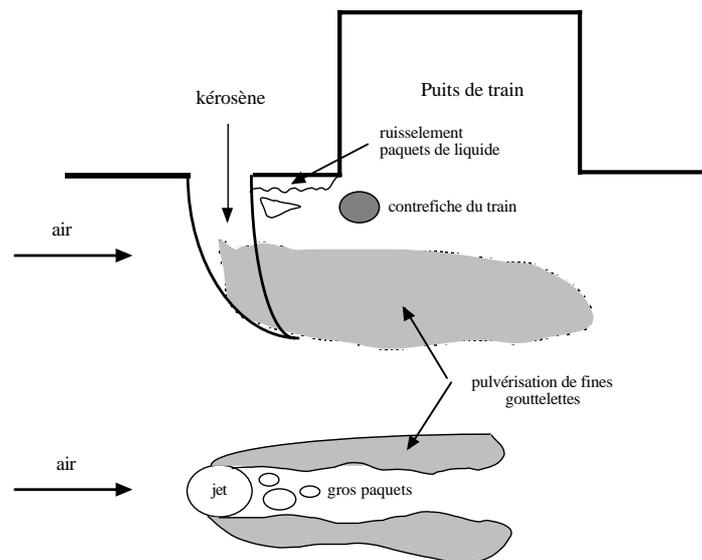


Figure 26: Schématisation de la fuite de jet liquide. En haut : vue latérale, en bas : vue de dessus. Compte tenu des conditions, le jet est pulvérisé en fines gouttelettes à sa périphérie et à son extrémité, tandis que des gros paquets de liquide se détachent en aval et sont probablement entraînés dans le puits de train.

C Expérience dite de la “flamme-pilote” (ONERA)

Cette expérience conduite à l'ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales) par Pierre Moreau (Moreau 1981) a été conçue pour étudier une flamme turbulente prémélangée. La configuration retenue est schématisée sur la figure 27. Un jet turbulent prémélangé méthane/air (vitesse d'injection 55 m/s) est enflammé par un jet de gaz brûlés chauds (température 2000 K, vitesse 110 m/s) issus d'une première combustion. Le jet de gaz chauds fournit l'énergie qui permet la stabilisation de la flamme, d'où l'appellation de “flamme-pilote”.¹⁹

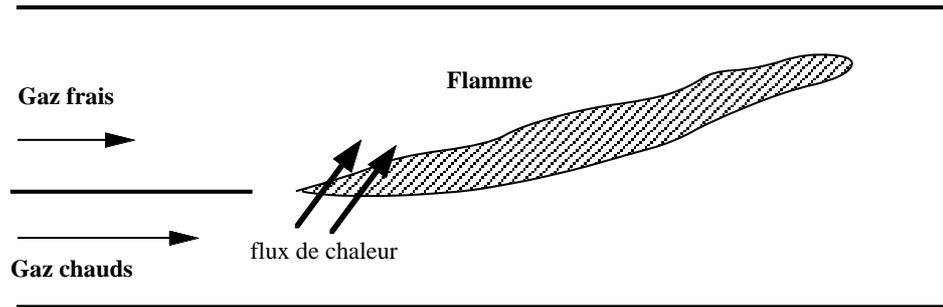


Figure 27: Expérience de P. Moreau (ONERA). Une flamme turbulente prémélangée méthane/air est stabilisée par un jet de gaz brûlés issus d'une première combustion. La chambre de combustion a une section carrée $100 \times 100 \text{ mm}^2$ (section d'entrée des gaz frais : $80 \times 100 \text{ mm}^2$; des gaz brûlés : $19 \times 100 \text{ mm}^2$). Les vitesses des écoulements sont élevées : 55 m/s pour les gaz frais prémélangés, 110 m/s pour le jet de gaz brûlés qui joue le rôle d'une flamme-pilote en fournissant l'énergie nécessaire à l'inflammation du mélange méthane/air (Moreau 1981).

Il faut noter que dans cette configuration, les vitesses des écoulements, respectivement 55 et 110 m/s, sont trop importantes pour qu'une flamme prémélangée turbulente puisse les soutenir (la vitesse de flamme turbulente, dans ces conditions, est de l'ordre de 10 m/s). Les gaz frais sont ici chauffés par les flux thermiques apportés par les gaz brûlés permettant l'inflammation des réactifs et la stabilisation de la flamme.

¹⁹Les flammes-pilote sont souvent utilisées pour stabiliser des flammes turbulentes non-prémélangées, notamment dans les fours industriels : des petites flammes prémélangées, situées à la base de la flamme principale garantissent un accrochage stable de la flamme (Poinsot and Veynante 2001).

D Couches limites - sillages

D.1 Généralités sur les couches limites

Les couches limites sont des zones où un écoulement, parallèle à une paroi, est perturbé par la présence de cette paroi (Fig. 28). Ces couches limites, situation générique de l'interaction écoulement / paroi, ont fait l'objet de nombreuses études, résumées, par exemple dans l'ouvrage de Schlichting (1987).

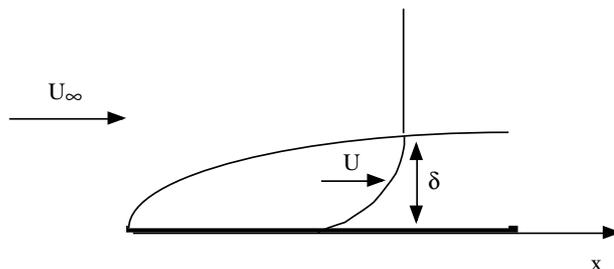


Figure 28: Schématisation d'une couche limite. L'écoulement de vitesse U_∞ est perturbé par la présence d'une paroi parallèle à celui-ci. L'épaisseur de la couche perturbée est δ .

Cette perturbation se traduit déjà par une réduction de la vitesse moyenne de l'écoulement au voisinage de la paroi où, par frottement, cette vitesse est nulle. Avec les notations de la figure 28, Schlichting (1987) donne pour l'épaisseur δ et le profil de vitesse U dans la couche limite les valeurs suivantes :

$$\delta(x) = 0.37x \left(\frac{U_\infty x}{\nu} \right)^{-1/5} \quad (15)$$

$$U(x, y) = U_\infty \left(\frac{y}{\delta(x)} \right)^{1/7} \quad (16)$$

où ν est la viscosité de l'air ($\nu \approx 2.10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$) et U_∞ la vitesse amont de l'écoulement. L'origine de la coordonnée x est au bord d'attaque de la paroi tandis que y mesure la distance perpendiculairement à celle-ci.

Dans le cas du Concorde, la vitesse U_∞ correspond à la vitesse de l'avion, soit $U_\infty \approx 100 \text{ m/s}$. A une distance $x_1 = 10 \text{ m}$, ordre de grandeur de la distance du bord d'attaque au bord de fuite de l'aile au niveau de la nacelle des moteurs, $\delta(x_1) \approx 0.11 \text{ m}$, ce qui n'est pas négligeable. Par contre, la vitesse moyenne $U(x_1, y_1) = 10 \text{ m/s}$, ordre de grandeur de la vitesse de flamme maximale, est atteinte à la distance $y_1 \approx 1.1 \cdot 10^{-8} \text{ m}$ de la paroi, ce qui est infime et semble exclure la possibilité d'une remontée de la flamme le long de la couche limite. Il ne faut toutefois pas perdre de vue que la formule (16) suppose une plaque plane lisse. Il est, en effet, connu que toute rugosité de la paroi ou la présence d'un obstacle favorisera considérablement le développement de la couche limite et l'apparition de zones à faibles vitesses. Ainsi, le kérosène liquide ruisselant le long de l'aile et de la nacelle favorisera le développement de la couche limite (§ D.4.1).

En pratique, une couche limite est le siège de phénomènes fortement instationnaires et l'information sur la vitesse moyenne (Eq. 16) n'est pas suffisante. De larges structures cohérentes sont

clairement apparentes, comme le montre les photographies 29 et 30. Ces structures s'étendent à travers toute la couche limite comme schématisé sur la figure 31 ("hairpin eddies" ou tourbillons en épingle à cheveux). Elles sont aussi pour effet d'entraîner du fluide externe au voisinage de la paroi. L'extension à travers toute l'épaisseur de la couche limite de ces structures est confirmée par les signaux de vitesse mesurés simultanément pour une même abscisse à différentes distances de la paroi (Fig. 32).

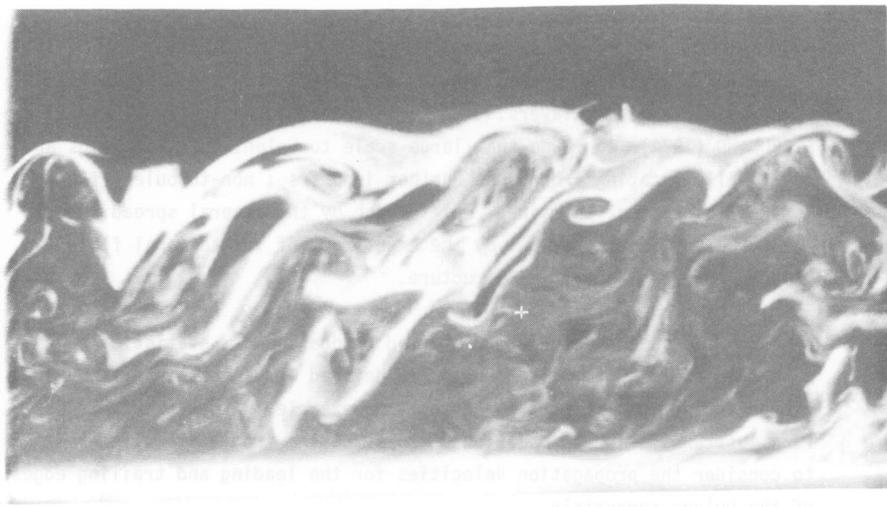


Figure 29: Visualisation d'une couche limite turbulenteensemencée par de la fumée ($U_\infty = 2.5\text{ m/s}$, $x = 3.5\text{ m}$). L'entraînement de fluide externe à l'intérieur de la couche limite est clairement apparent. Travaux de Wallace, Schon, Ladhari et Morel (Ecole Centrale de Lyon), cités par Comte-Bellot and Morel (1983).



Figure 30: Visualisation d'une couche limite turbulenteensemencée par de la fumée. De larges structures cohérentes sont apparentes sur toute l'épaisseur de la couche limite (Falco 1977).

Malgré ce que pourrait laisser croire l'expression (16), une couche limite n'est pas non plus homogène dans la troisième direction, parallèle à la paroi mais perpendiculaire à la direction de l'écoulement. Des mesures soignées montrent l'existence de structures tourbillonnaires ayant le même axe que l'écoulement et séparées par des zones de vitesses lentes, comme le schématise la figure 33. Ces zones sont nettement apparentes sur les mesures de vitesses effectuées dans un plan parallèle à la paroi (Fig. 34). De temps à autres, ces structures sont balayées puis se reconstituent ("bursting phenomenon"). Elles n'en constituent pas moins des régions favorables à la remontée d'une flamme.

Si la connaissance des caractéristiques moyennes, profil de vitesse moyenne (Eq. 16) ou épaisseur

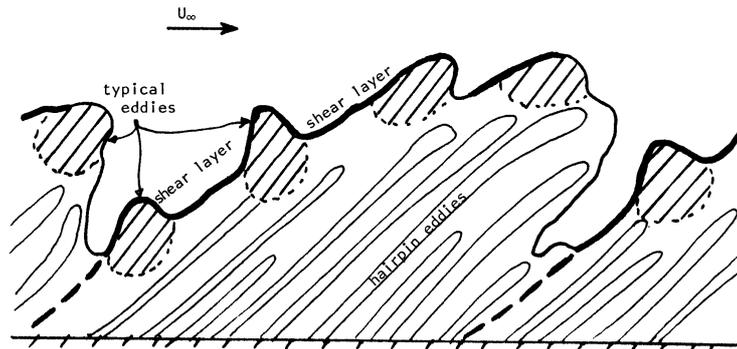


Figure 31: Schématisation des structures tourbillonnaires observées dans une couche limite (Blackwelder 1983c).

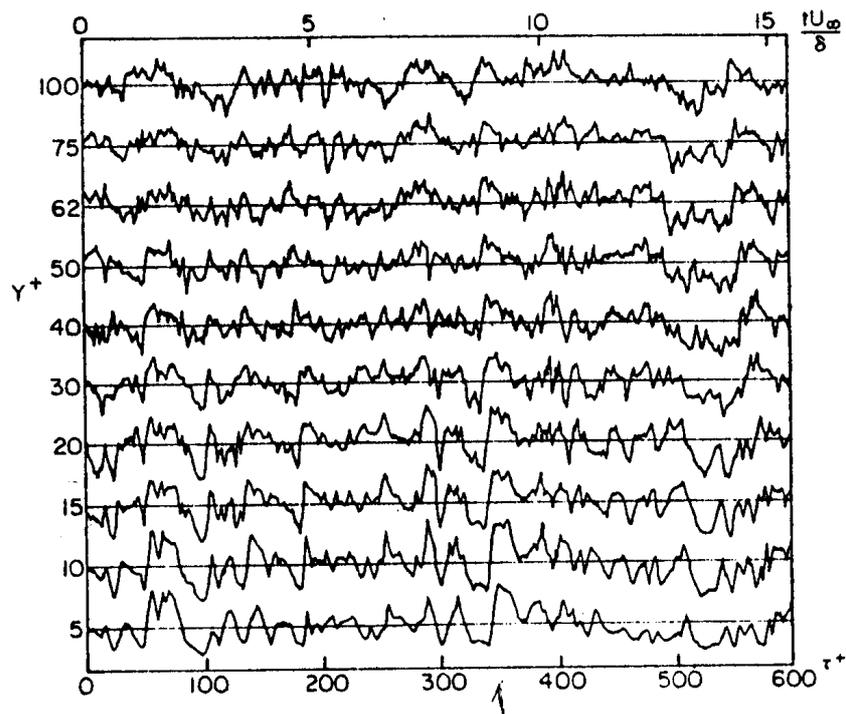


Figure 32: Evolutions temporelles simultanées de la vitesse transversale dans une couche limite à différentes distances de la paroi. La corrélation de ces signaux montre l'extension verticale des structures tourbillonnaires. Une grande structure, affectant toute l'épaisseur de la couche limite est nettement visible pour $\tau^+ \approx 350$. (Blackwelder 1983b).

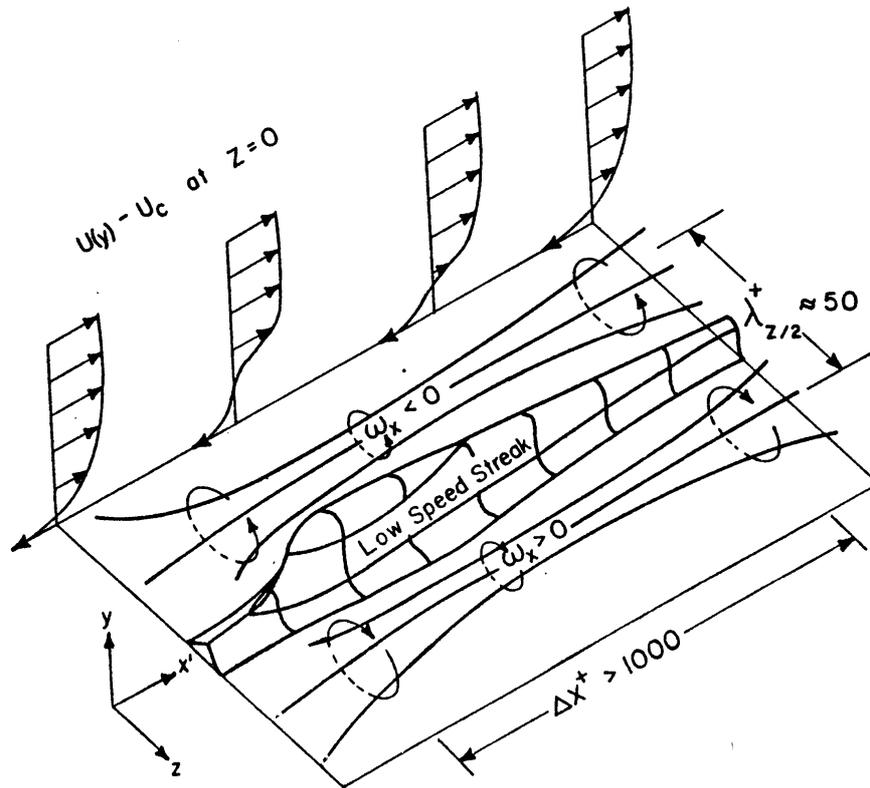


Figure 33: Schématisation des structures tourbillonnaires tri-dimensionnelles observées dans une couche limite. Ces structures sont séparées par des zones à faibles vitesses (Blackwelder 1983a).

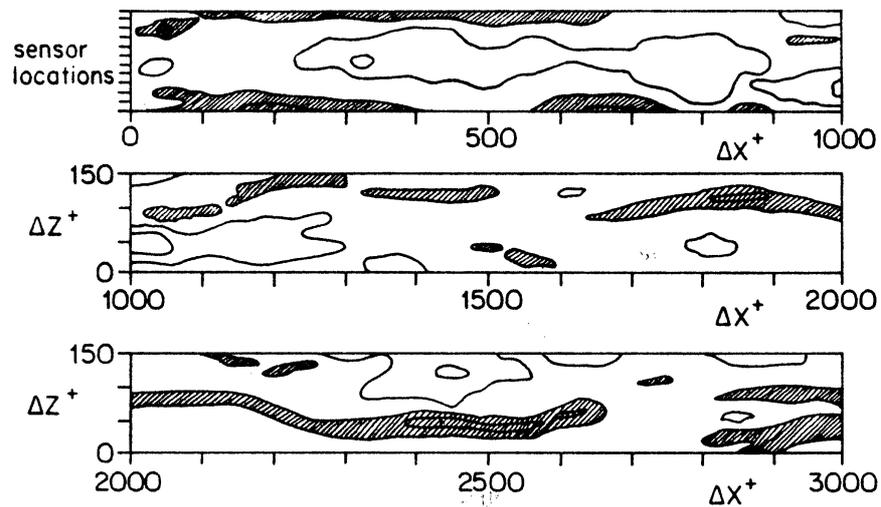


Figure 34: Mesures de vitesses axiales (direction de l'écoulement) dans un plan parallèle au voisinage d'une paroi. Les régions hachurées correspondent à des zones de faibles vitesses, c'est à dire sensiblement inférieures à la vitesse moyenne locale (Blackwelder 1983a).

(Eq. 15), d'une couche limite suffit pour de nombreuses applications, elle ne permet pas de décrire la structure fine de l'écoulement. Les écoulements turbulents sont le siège de phénomènes d'intermittence, alternance au cours du temps de poches de fluides de caractéristiques différentes. Il faut alors être très prudent avec l'interprétation des grandeurs moyennes. Ainsi, une vitesse moyenne de 90 m/s ne signifie pas forcément que la vitesse instantanée de l'écoulement oscille autour de 90 m/s. Elle peut très bien correspondre à l'alternance de poches de fluide de vitesse 100 m/s pendant 90 % du temps et de vitesse 5 m/s (passage d'une grande structure tourbillonnaire) pendant 10 % du temps correspondant à un niveau de fluctuations moyennes faible. La remontée d'une flamme le long de l'aile ou du carénage des moteurs du Concorde sera pourtant possible dès que la vitesse locale de l'écoulement est suffisamment faible, même pendant un temps très court, sans oublier que la présence de la flamme perturbera sensiblement l'écoulement afin de favoriser sa propagation (Annexe D.4).

D.2 Généralités sur les sillages

Un obstacle placé dans un écoulement induit le développement d'un sillage en son aval (Fig. 35), c'est à dire une zone où l'écoulement est plus ou moins fortement perturbé par la présence de l'obstacle. Cette perturbation se traduit tout d'abord par un déficit de vitesse moyenne : l'écoulement est fortement ralenti (la vitesse est quasiment nulle juste derrière l'obstacle avant de reprendre progressivement sa valeur initiale). Schlichting (1987) a aussi proposé des corrélations pour le défaut de vitesse maximal $u_d = U_\infty - U_{min}$ dans le sillage d'un obstacle cylindrique de diamètre d et pour la demi-largeur du sillage b :

$$\frac{u_d}{U_\infty} \approx \sqrt{\frac{C_D d}{\beta x}} \quad (17)$$

$$b \approx \sqrt{\beta C_D d x} \quad (18)$$

avec $C_D \approx 1$ et $\beta \approx 0.18$.

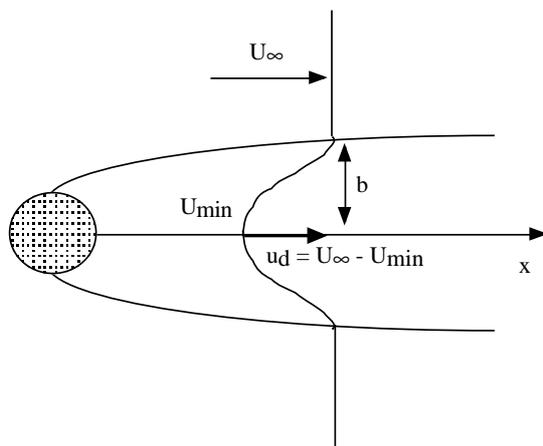


Figure 35: Schématisation du sillage d'un obstacle cylindrique placé dans un écoulement libre à vitesse U_∞ . Les corrélations proposées par Schlichting (1987) permettent d'estimer le déficit de vitesse $u_d = U_\infty - U_{min}$, où U_{min} est la vitesse minimale atteinte dans le sillage, et sa demi-épaisseur b en fonction de la distance x en aval de l'obstacle.

Dans le cas du Concorde, pour un fût de train d’atterrissage de $d = 0.5 \text{ m}$ de diamètre, placé dans un écoulement libre à $U_\infty = 100 \text{ m/s}$, vitesse de décollage de l’avion, la vitesse minimale ne vaut que $U_{min} = 1 \text{ m/s}$ ($u_d = 99 \text{ m/s}$) à $x \approx 2.8 \text{ m}$ en aval du train (largeur du sillage : $2b \approx 1.0 \text{ m}$). La vitesse minimale $U_{min} = 10 \text{ m/s}$ ($u_d = 90 \text{ m/s}$) n’est atteinte qu’à environ $x = 3.4 \text{ m}$ en aval du train. Le sillage atteint à cet endroit une épaisseur de $2b \approx 1.1 \text{ m}$. Dix mètres en aval de l’obstacle, la vitesse minimale moyenne vaut environ 48 m/s pour un sillage d’environ 1.9 m de large.

Comme pour les couches limites, les profils de vitesse moyenne sont suffisants pour un certain nombre d’applications, notamment évaluer la traînée de l’obstacle. En revanche, ils ne permettent pas non plus de caractériser la structure de l’écoulement qui présente un détachement de structures tourbillonnaires, connu, au moins pour les relativement faibles vitesses, sous le nom d’allées de Von-Karman et schématisé sur la figure 36.

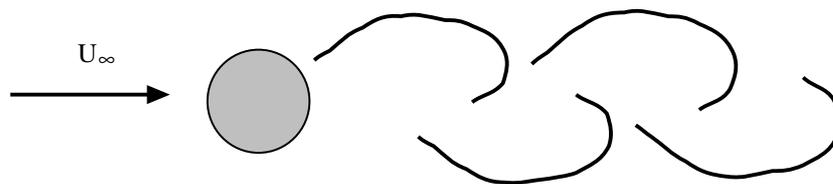


Figure 36: Schématisation du détachement tourbillonnaire appelé “allées de Von-Karman”, observé dans le sillage d’un obstacle cylindrique placé dans un écoulement libre à vitesse U_∞ .

Là encore, les phénomènes d’intermittence ne sont pas négligeables (passage, en alternance, en un point donné de l’écoulement libre non perturbée et de structures tourbillonnaires à vitesse plus faible) et n’affectent pas forcément les profils de vitesse moyenne de manière très importante. Les structures tourbillonnaires peuvent subsister assez loin en aval de l’obstacle. Ainsi, il nous a été signalé que les structures dues au train avant du Concorde affectent légèrement le fonctionnement du moteur 4 de l’avion au moment de la rotation.²⁰

D.3 Concorde : une géométrie complexe

Lors des paragraphes précédents, la perturbation d’un écoulement par des obstacles n’a été envisagée que pour des cas simples et académiques, couches limites et sillage. La géométrie réelle du Concorde est beaucoup plus complexe comme l’attestent les photographies 22 et 37 à 40. En phase de roulage de l’avion, l’écoulement en aval du train d’atterrissage du Concorde est certainement beaucoup plus perturbé que ne le laissent supposer les expressions (15), (16), (17) et (18).

En effet, le train principal de l’avion ne se réduit pas à un simple cylindre : présence de deux contrefiches obliques (photographies 37 et 38), voisinage de l’aile, du puits de logement du train et surtout du carénage du réacteur. Le développement de couches limites importantes et d’un sillage très marqué est favorisé par tous ces éléments.²¹ Le train est quasiment tangent à la nacelle moteurs : le sillage du train interagit donc directement avec les couches limites à la fois sous l’aile et le long de la nacelle. La trappe du puits de train est en contact avec la jambe de train et touche pratiquement la nacelle au niveau de l’entrée d’air. Aile et nacelle forment un “coin” favorable au

²⁰La situation des moteurs 1 et 4 est symétrique mais tous les moteurs tournent dans le même sens (la symétrie complète du système supposerait que les moteurs 1 et 4 ont des sens de rotation opposés). Le moteur 1 n’est, en pratique, pas affecté par le détachement tourbillonnaire dû au train avant de l’avion.

²¹Remarquons qu’en assimilant le train et ses contrefiches à un “obstacle équivalent” cylindrique de $d = 1 \text{ m}$ de diamètre conduit à des vitesses moyennes minimales de 1 et 10 m/s à des distances respectives de 5.7 m et 6.8 m en aval de l’obstacle. A 10 m en aval de ce dernier, la vitesse moyenne minimale est d’environ 25 m/s.



Figure 37: Photographie du train principal gauche d'un Concorde de l'avant vers l'arrière de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

développement de zones à faibles vitesses (photographies 39 et 40), surtout que ce coin n'est pas constitué de deux plans perpendiculaires : l'aile présente un renflement, séparé de la nacelle par un retrait, schématisés sur la figure 41 où l'écoulement ne peut prendre des vitesses élevées.

D.4 Perturbations de l'écoulement lors de l'accident de Gonesse

Jusqu'à présent n'a été envisagé que le cas d'écoulements d'air au voisinage d'une plaque plane (Annexe D.1), dans le sillage d'un obstacle cylindrique (Annexe D.2). L'extrapolation à la géométrie complexe du Concorde est plus délicate mais laisse supposer la présence sous l'aile, en phase de roulage, de couches limites et de sillage fortement perturbés susceptibles de favoriser la remontée d'une flamme (Annexe D.3). Il ne faut pas oublier de prendre en compte deux phénomènes supplémentaires, spécifiques à l'accident de Gonesse et eux aussi favorisant la remontée éventuelle d'une flamme : les perturbations de l'écoulement par le kérosène liquide et par la flamme elle-même.



Figure 38: Photographie du train principal gauche d'un Concorde de l'arrière vers l'avant de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.



Figure 39: Photographie du raccord entre la nacelle moteurs gauche et l'aile d'un Concorde, vu vers l'avant de l'appareil. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.



Figure 40: Photographie de détail du raccord entre la nacelle moteurs gauche et l'aile d'un Concorde, vu vers l'arrière de l'appareil. La partie sombre au centre de l'image et au raccord de l'aile correspond à la prise d'air du climatiseur. Photographie BEA prise sur un Concorde d'Air France à Roissy le 8/12/2000.

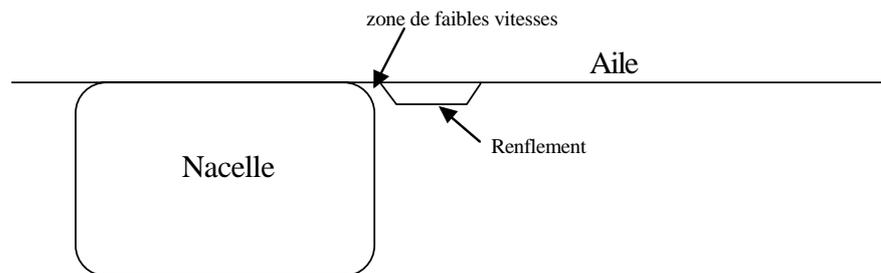


Figure 41: Schématisation du raccordement aile / nacelle moteurs d'un Concorde. Au voisinage de ce raccordement, un léger retrait peut induire le développement d'une zone à faibles vitesses favorable à la remontée d'une flamme.

D.4.1 Perturbation de l'écoulement par le kérosène liquide

L'une des caractéristiques de l'accident du 25 juillet 2000 est le fort débit de la fuite de kérosène : de 50 à 100 kg/s selon nos estimations, valeurs compatibles avec les mesures ultérieures de EADS (de 50 à 180 kg/s). La vitesse à laquelle s'échappe le liquide est de l'ordre de 1 m/s pour un trou du réservoir de $0.3 \times 0.3 \text{ m}^2$ (voir § 2). Ce débit est de l'ordre de 10 à 30 fois le débit nominal d'un moteur Olympus à pleine puissance.

Dans ces conditions, il est évident qu'un film de kérosène s'est développé et a ruisselé le long de l'aile et de la nacelle moteurs coté intérieur.²² Un tel film est susceptible de perturber fortement le développement de la couche limite dont la croissance sera plus importante que ne le laissent croire les expressions du paragraphe D.1. Il favorise aussi la remontée éventuelle d'une flamme car il constitue une zone combustible à faible vitesse.

²²La fuite de kérosène était telle qu'une nappe liquide a même été retrouvée sur les dalles 163, 164 et 165, soit sur une surface d'environ $15 \text{ m} \times 10 \text{ m}$.

D.4.2 Perturbation de l'écoulement par la flamme

La flamme elle-même peut perturber l'écoulement en amont en induisant une déflexion des lignes de courant par les effets d'expansion thermique. Cette situation est connue pour les flammes triples (Fig. 42 ; Phillips 1965; Kioni et al. 1998). Elle est observée pour les flammes de diffusion où combustible et oxydant sont injectés séparément dans la zone de réaction, lorsque la flamme est légèrement détachée de l'injecteur. Ces flammes triples doivent leur nom à la présence de trois zones de réaction distinctes : la flamme de diffusion proprement dite qui se développe en aval du brûleur et deux ailes correspondants à des flammes prémélangées (combustible et oxydant sont partiellement mélangés) respectivement riche (combustible en excès) et pauvre (combustible en défaut).

Dans cette situation, l'expansion thermique due à la combustion provoque une déviation des lignes de courant en amont de la flamme (la flamme perturbe l'écoulement qui vient à sa rencontre). La flamme est capable de s'opposer à des vitesses d'écoulements sensiblement supérieures à la vitesse d'une flamme plane, comme le montre la figure 43.

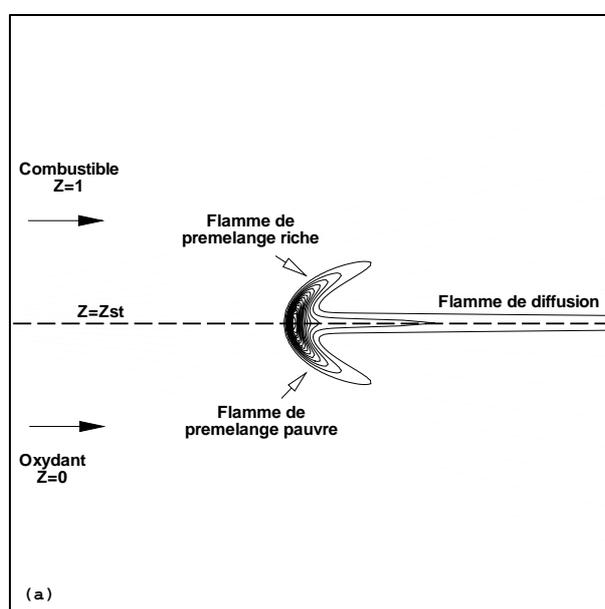


Figure 42: Flamme triple stabilisée dans un écoulement de combustible et d'oxydant introduits séparément dans la zone de réaction. Le dégagement de chaleur de la flamme induit une expansion thermique de l'écoulement qui modifie la structure de celui-ci devant la flamme. Les lignes de courant (pointillés) sont alors déviées et la flamme peut se propager à une vitesse supérieure à celle attendue sans tenir compte de la déviation de l'écoulement (Ruetsch et al. 1995).

Ce type de phénomène a clairement pu se produire sous l'aile du Concorde : la flamme allumée par les gaz chauds issus du moteur et stabilisée sur la sortie des réacteurs (voir Annexe F) a certainement induit une déviation suffisante de l'écoulement et de ses lignes de courant pour générer au niveau de la paroi de la nacelle moteurs une zone de vitesse suffisamment lente pour favoriser la remontée d'une flamme, comme illustré sur la figure 44.

Ce type de remontée de flamme a déjà été observé au laboratoire E.M2.C. dans le cas d'un obstacle au voisinage d'une paroi (Fig. 45). Il a même conduit à un résultat a priori surprenant : dans cette situation, la flamme peut même venir s'accrocher en amont de l'obstacle ! En fait, en raison de la forme anguleuse de l'obstacle, le décollement de l'écoulement est tel que la flamme arrive à remonter suffisamment pour s'accrocher dans la zone de recirculation en amont de celui-ci.

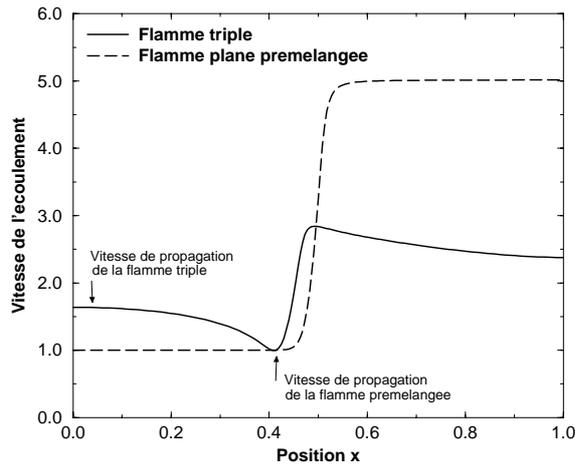


Figure 43: Profils de vitesse sur l'axe d'une flamme triple (ligne $z = z_{st}$ de la figure 42) et d'une flamme prémélangée laminaire stœchiométrique de référence (vitesse maximale atteinte par une flamme laminaire plane). L'expansion thermique au sein de la flamme prémélangée plane se traduit par une accélération après la position $x = 0.5$. La vitesse locale maximale de la flamme triple, stabilisée aux environs de $x = 0.4$, correspond exactement à celle de la flamme prémélangée mais, en raison de la déviation de l'écoulement induite par la flamme, celle-ci est capable de supporter des vitesses d'écoulements supérieures (ici environ 60 % plus élevées, comme l'indique la courbe de la flamme triple pour $x = 0$). Extrait de Ruetsch et al. (1995).

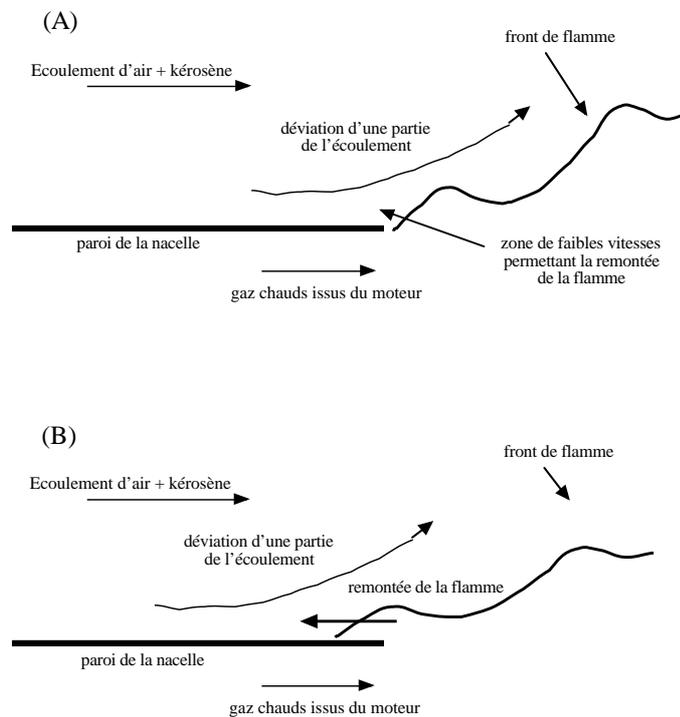


Figure 44: Schématisation de la remontée d'une flamme le long de la nacelle moteurs. Cette remontée est favorisée par la modification de l'écoulement due à l'expansion thermique induite par la flamme. (A) flamme accrochée au niveau de la sortie du réacteur ; (B) remontée de la flamme.

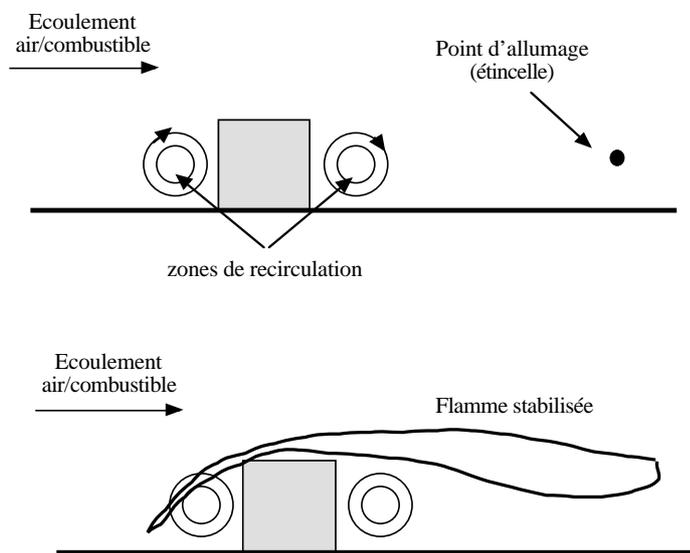


Figure 45: Schématisation de la remontée d'une flamme le long de couches limites pour s'accrocher en amont de l'obstacle. Résultats expérimentaux observés au laboratoire E.M2.C. En haut, situation au moment de l'allumage par étincelle ; En bas, flamme stabilisée en amont de l'obstacle.

E Propagation d'une flamme dans un milieu partiellement prémélangé turbulent

Les mécanismes de propagation des flammes dans un milieu où combustible et oxydant ne sont pas parfaitement mélangés, donc dans un milieu présentant des fluctuations de richesse, ne sont pas encore bien connus et parfois sujets à de nombreuses controverses.²³ Néanmoins, divers résultats expérimentaux récents permettent de mettre en évidence quelques points aujourd'hui acquis et qui ne doivent pas être oubliés lors de l'examen de l'accident de Gonesse.

L'un des ces points concerne l'ordre de grandeur des vitesses : *la simple comparaison entre la vitesse de propagation d'un front de flamme turbulent et la vitesse moyenne de l'écoulement n'est pas un critère suffisant pour déterminer les possibilités de propagation à contre courant d'une zone de combustion* car cette propagation est contrôlée par les vitesses locales instantanées de l'écoulement. On trouve par exemple dans la littérature des flammes de méthanol, combustible liquide, stabilisées dans un écoulement d'air dont la vitesse varie entre 40 et 150 m/s (Stepowski, Cessou, and Goix 1994; Cessou and Stepowski 1996). Une telle expérience est schématisée sur la figure 46. Elle confirme qu'il est donc possible d'observer la propagation de flammes dans un environnement où la vitesse moyenne de l'air est supérieure à celle du Concorde au décollage...

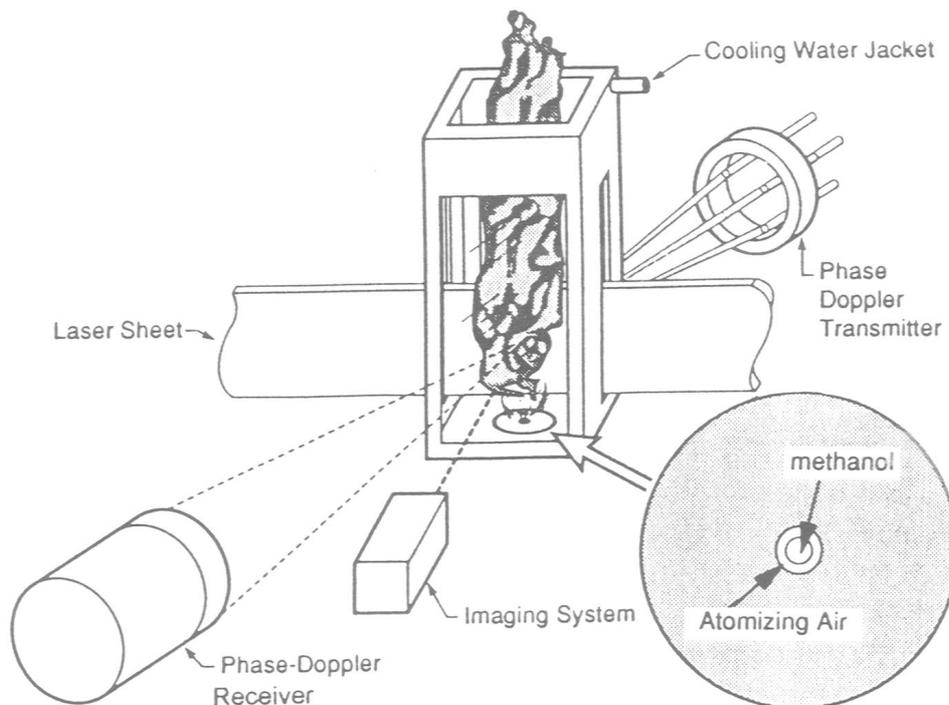


Figure 46: Configuration de la flamme turbulente étudiée par Stepowski et al. (1994). Le méthanol liquide, injecté à des vitesses de 0.5 à 1 m/s, est pulvérisé par un jet d'air à grande vitesse (40 à 150 m/s). Malgré ces conditions a priori défavorables, une flamme stabilisée est observée.

Ces possibilités de propagation d'une zone de réaction dans un écoulement dont la vitesse moyenne est largement supérieure à la vitesse d'une déflagration ont été récemment étudiées

²³Dans certaines situations, la vitesse de propagation d'une flamme peut même être plus élevée dans un brouillard de gouttes de combustible liquide que dans le mélange parfait air/combustible gazeux correspondant (Ballal and Lefebvre 1980). L'ordre de grandeur n'est toutefois pas considérablement modifié.

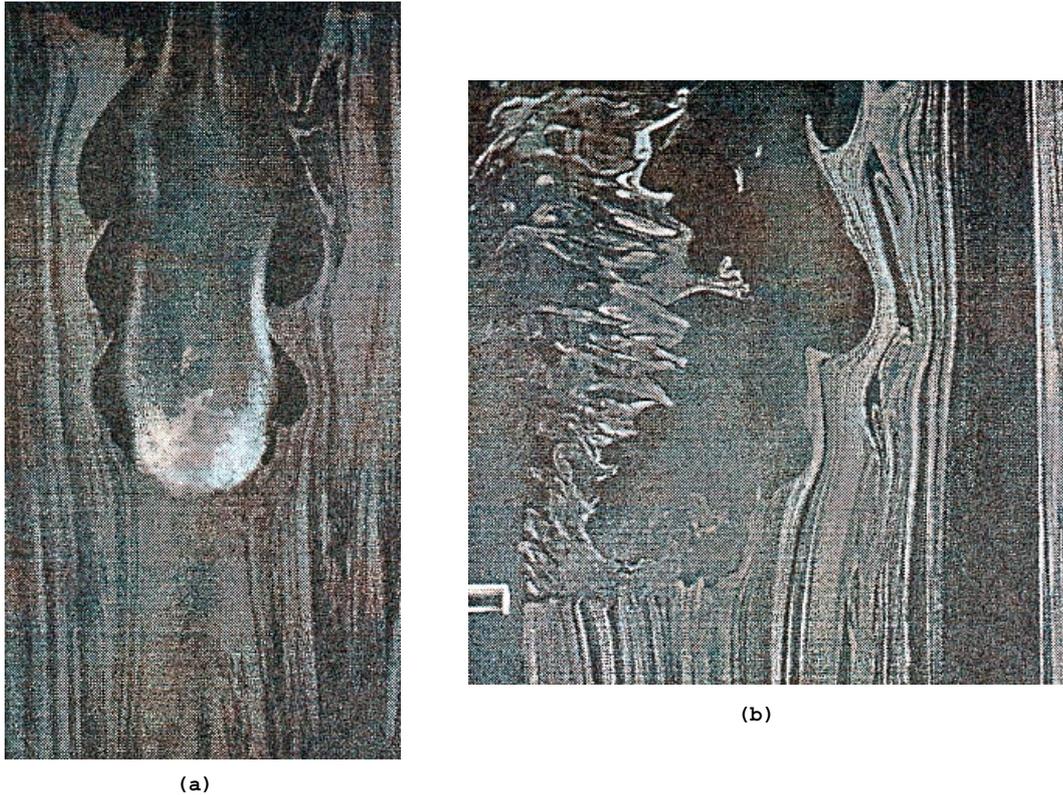


Figure 47: Propagation de flammes dans des écoulements turbulents partiellement prémélangés. (a) Injection de combustible dans le sens de l'écoulement. (b) Injection dans la direction transverse de l'écoulement. Expérience réalisée par l'équipe de G. Mungal à Stanford.

expérimentalement. Si S_L est la vitesse de propagation d'un front de flamme dans un écoulement laminaire, il a été montré que pour des flammes-jets de méthane dans l'air (Fig. 47), la vitesse moyenne de l'écoulement dans la région où la flamme se stabilise pouvait atteindre des niveaux de l'ordre de $13 S_L$, avec des vitesses maximales de l'ordre de $40 S_L$, ce qui est bien supérieur aux vitesses de propagation d'une flamme turbulente, typiquement de l'ordre de $1.5 S_L$ à $25 S_L$ (Muñiz and Mungal 1997; Schefer and Goix 1998).

Ces résultats confirment que la vitesse moyenne de l'écoulement n'est pas à elle seule une quantité représentative pour étudier les problèmes de propagation. En fait, la flamme ne voit jamais la vitesse moyenne qui est une grandeur intégrée dans le temps. S'il existe localement, ne serait ce qu'un court instant, des zones où les conditions de mélange et de vitesse sont optimales, la flamme va se propager vers ces zones. De proche en proche, l'extrémité de la flamme recherche ainsi continuellement dans l'écoulement les zones où la vitesse est faible, au maximum de l'ordre de $2.5 S_L$ (Fig. 48). Cette valeur $2.5 S_L$ est la vitesse de propagation d'une flamme triple (voir annexe D.4.2), qui est le problème modèle simplifié utilisé pour analyser les flammes partiellement prémélangées (Ghosal and Vervisch 2000), tout comme la flamme plane est utilisée pour les milieux où le mélange est homogène.

Des études ont aussi montrés que la présence de structures tourbillonnaires, se développant par exemple dans une couche limite ou dans le sillage d'un obstacle (Annexe D), aide considérablement à la propagation de ce type de flammes (Favier and Vervisch 1998; Veynante et al. 1994), essentiellement pour des raisons liées à la topologie des fronts partiellement prémélangés. Un front partiellement prémélangé stabilisé dans un écoulement se déplacera, localement, vers l'amont par

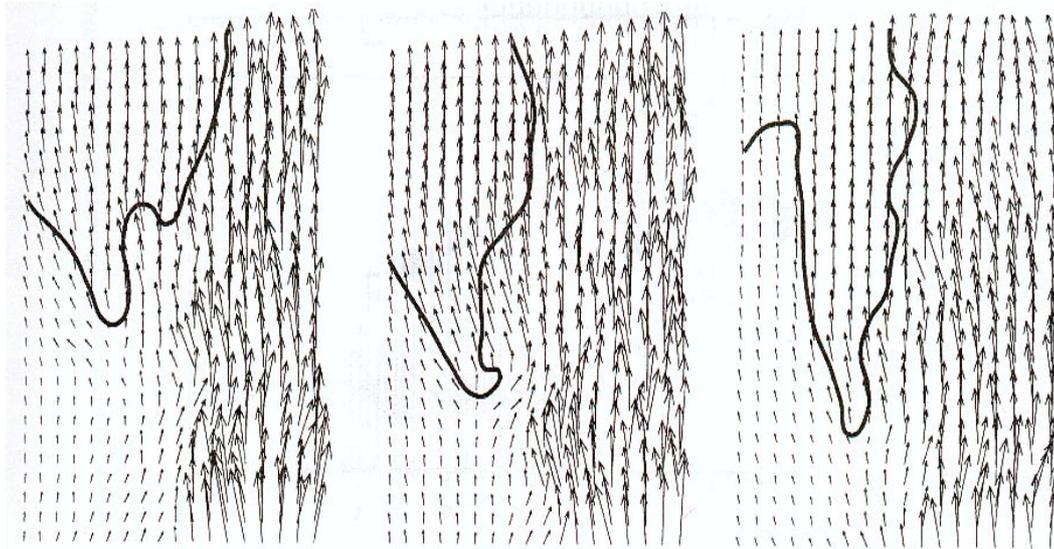


Figure 48: Champ de vitesse et position de la base de flamme lors de la propagation d'un front partiellement prémélangé, la flamme se propage dans les zones de l'écoulement à faible vitesse (Muñiz and Mungal 1997).

aspiration s'il rencontre des structures tourbillonnaires convectées par l'écoulement vers l'aval.

Lors de l'accident, l'air et le kérosène liquide s'échappant du réservoir se mélangent sous l'aile de l'avion. La turbulence fortement instationnaire dans les couches limites et le sillage du train génèrent alors des conditions idéales pour la propagation d'une flamme. La zone de réaction remonte l'écoulement de pas à pas en modifiant localement les conditions aérodynamiques (ce mécanisme est illustré à l'annexe D.4.2), tout en cherchant les points où à la fois les conditions de mélange et de vitesse sont optimales. Il est important de noter qu'il n'est pas nécessaire d'avoir une ligne de courant à la vitesse moyenne $2.5S_L$ pour assurer la propagation de la flamme. En fait, la ligne de courant moyenne où l'on observe cette vitesse est beaucoup trop proche de la paroi pour permettre la propagation d'une flamme. En revanche, pour assurer une propagation efficace vers l'amont, il suffit d'observer, localement le long des couches limites, des structures tourbillonnaires balayées par l'écoulement et en perpétuelle reconstruction, ceci de manière très intermittente. Entre, ou au coeur, de chaque structure cohérente se trouvent des zones où la vitesse est localement faible. Le chemin parcouru par la flamme pour remonter depuis le voisinage des parois des paupières jusqu'au train d'atterrissage a donc certainement été extrêmement tortueux, suivant de proche en proche les zones locales de faibles vitesses.

F Témoignages

F.1 Introduction

Nous avons eu l'opportunité de rencontrer trois témoins privilégiés de l'accident du Concorde F-BTSC. Ces témoins sont trois pompiers qui étaient en service au poste SSIS-2 qui surveille le doublet sud de l'aéroport de Roissy. Ce poste, où nous avons eu l'occasion de nous rendre, se situe au niveau de la bretelle S5 et offre une vision parfaitement dégagée sur la piste 26R distante d'environ 300 m (voir Fig. 49). Les témoignages de ces trois pompiers nous paraissent particulièrement importants pour deux raisons principales :

- De part leur position, ils ont vu de près l'inflammation de l'avion quasiment au moment où il passait par leur travers (ils le voient légèrement par l'arrière du travers, comme le montre la figure 50). La quasi totalité des autres témoins a vu l'avion après la rotation et souvent dans l'axe de sa trajectoire. En outre, bien qu'au premier étage du poste SSIS-2, ils sont situés à une hauteur moindre que les quelques témoins, essentiellement des pilotes, se trouvant dans les avions environnants, ce qui leur donne une meilleure vision de ce qu'il se passe sous le Concorde.
- Leur profession leur donne une énorme expérience du feu. Leurs témoignages sur l'initiation et le développement de l'incendie sont extrêmement précis et fiables.

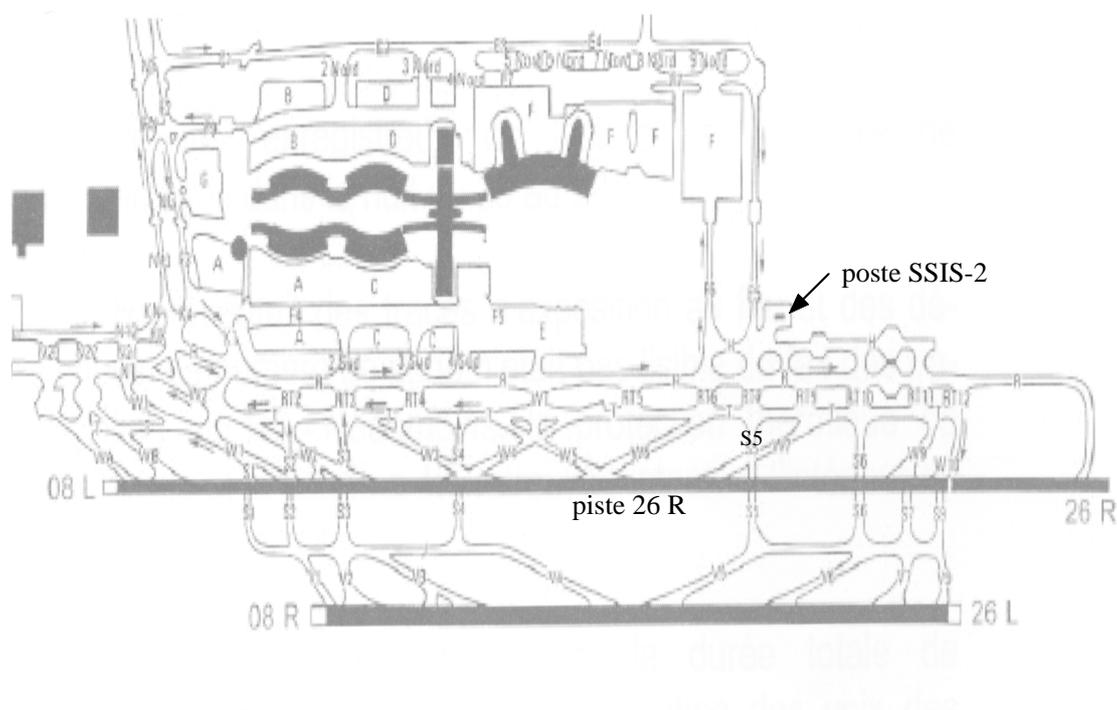


Figure 49: Localisation du poste de pompiers SSIS-2 de l'aéroport Charles de Gaulle.

Ces trois pompiers ont été interrogés par le BEA au début de l'enquête. La transcription de leur témoignages très précis a attiré notre attention. Nous les avons donc rencontrés, séparément (l'un d'eux a d'ailleurs pris sa retraite depuis l'accident), pour leur faire préciser, si possible, certains points sur l'initiation de l'incendie. Il faut noter que leurs témoignages n'ont jamais varié et se

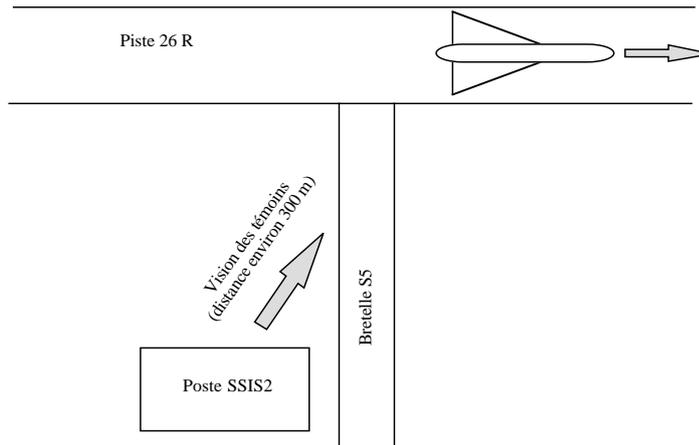


Figure 50: Position relative des témoins (poste SSIS-2) et du Concorde au moment de l'inflammation de l'avion.

complètement utilement. Les quelques différences s'expliquent par leur localisation dans la pièce où ils se trouvaient au moment de l'accident.

Enfin, à titre personnel, nous voudrions souligner le comportement extrêmement professionnel et la rapidité d'intervention de ces pompiers au cours de l'accident. Leurs témoignages ne portent que sur la phase initiale de l'incendie car ils ont aussitôt gagné leurs véhicules d'intervention, alors que l'alarme n'avait pas encore retenti. Ils ont alors perdu l'avion de vue, pour le revoir après la rotation depuis la voiture de pompiers roulant sur la piste ! Avant de continuer immédiatement vers la patte d'oie de Gonesse...

F.2 Localisation des témoins

Les trois pompiers, que nous numérotions de 1 à 3 pour préserver leur anonymat, se trouvaient dans une salle située au premier étage du poste SSIS-2. Cette salle donne une vue directe sur la piste 26 R, distante d'environ 300 m par l'intermédiaire de trois fenêtres. Comme le montre la localisation relative des témoins dans la pièce (Fig. 51) et des fenêtres, le premier pompier a plutôt vu le démarrage de l'avion et le début de l'accident, jusqu'à la phase initiale de l'incendie et le troisième l'initiation et le développement de l'incendie. Le témoignage du second pompier confirme et complète la fin du témoignage du premier et le témoignage du troisième.

F.3 Témoignages

Les témoignages présentés ici correspondent à une transcription brute des propos des pompiers et de leurs réponses à nos questions, sans commentaires. L'analyse de ces témoignages sera effectuée plus loin (§ F.4).

F.3.1 Pompier No 1

Le premier pompier, de part sa position, a surtout une vision du début de la piste 26 R. Il décrit tout d'abord une fumée noire partant du train principal gauche, accompagnée d'une forte odeur "comme lorsqu'un pneu éclate sur un camion". Cette fumée se déclenche au niveau de la bretelle S6. Il voit ensuite une flamme "comme un petit chalumeau" accrochée au niveau des tuyères

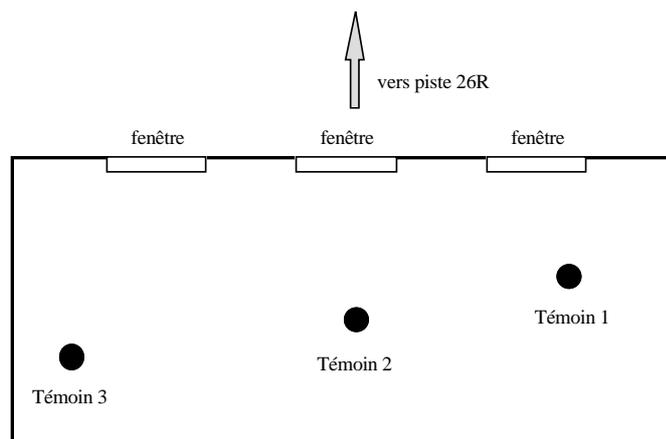


Figure 51: Position approximatives des témoins dans la pièce du poste SSIS-2.

des moteurs gauches. Cette flamme est très différente, en particulier par sa couleur rouge/jaune-orangée, de la flamme issue en fonctionnement normal de la post-combustion (quasi invisible de jour). Le dessin effectué par le témoin est schématiquement reproduit sur la figure 52.

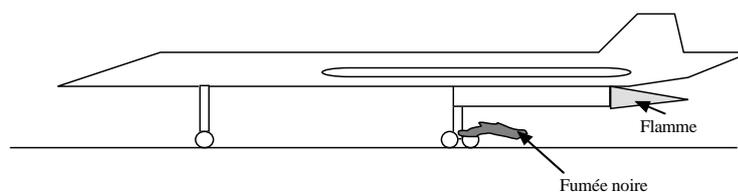


Figure 52: Reproduction schématique du dessin effectué par le premier pompier à l'appui de son témoignage.²⁴

Ce pompier n'a pas vu le développement ultérieur de la flamme, probablement hors de son champ de vision, d'autant qu'il est immédiatement parti avec ses collègues pour intervenir.

F.3.2 Pompier No 2

Le second témoin mentionne également une fumée noire opaque au niveau des roues du train principal, au moment où l'avion est au travers de la bretelle S5.²⁵ Cette fumée est plus noire qu'un panache et aucune flamme n'est visible.²⁶ La flamme, assez jaune, n'est apparue qu'ensuite vers le milieu de la nacelle, sous celle-ci, et à la forme d'un petit chalumeau (Fig. 53). Cette flamme est déjà assez longue et dépasse nettement le bord de fuite de l'aile et le dard de la post-combustion.

²⁴Le pompier voit, bien évidemment, le côté droit de l'avion qui se déplace pour lui de la gauche vers la droite. Néanmoins, les dessins qui illustrent les témoignages ont été effectués sur un plan 3 vues du Concorde fourni par le BEA. La vue de côté de ce plan représente le côté gauche de l'appareil et nous avons préféré conserver cette vision par fidélité aux témoignages, d'autant que l'accident concerne ce côté de l'avion.

²⁵De part sa localisation dans le poste de secours, ce témoin n'a pas de vision sur le début de la piste.

²⁶Il faut signaler que ce témoin situe tous les événements, fumée issue des roues et initiation de la combustion, du côté droit de l'avion. Ce n'est qu'après, pense-t-il, que la flamme s'est développée vers le côté gauche de l'avion. Cette perception est probablement due au fait que, de part sa position, il a vu ces événements pratiquement par le travers de l'avion.

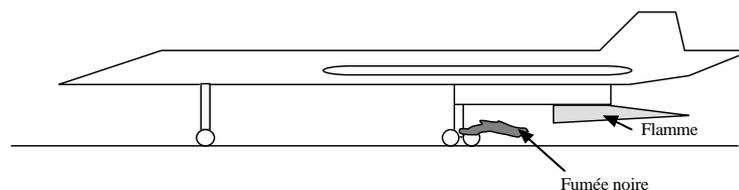


Figure 53: Reproduction schématique du dessin effectué par le second pompier à l'appui de son témoignage.²⁴

La flamme s'est ensuite développée très rapidement (moins de une seconde) en prenant une couleur plus rouge/orangée. Cette transition très rapide est similaire au phénomène que les pompiers nomment "backdraft", c'est à dire un retour de flamme violent sur un appel d'air. Cette extension semble correspondre à une remontée de la flamme vers une fuite de combustible. Cette flamme généralisée sous l'aile et autour de la nacelle est longue (de 30 à 40 mètres) et est entraînée vers l'arrière de l'avion par la vitesse et le souffle du réacteur.

Ce pompier, partant en intervention, a ensuite perdu l'avion de vue. Ce n'est qu'ultérieurement, après le décollage, qu'il l'a revu depuis le camion de pompiers roulant sur la piste (vue de l'arrière de l'appareil qui est fortement cabré à ce moment là). Le témoin est formel : il n'y avait pas de flammes sur l'extrados de l'aile.

F.3.3 Pompier No 3

Le troisième témoin, situé à l'extrémité est de la pièce (à gauche sur la figure 50), n'avait pas de visibilité vers le début de la piste et n'a donc pas vu la fumée partant du train d'atterrissage. En revanche, il a parfaitement vu l'initiation de la flamme, qu'il situe aux environs de la bretelle S5. Comme le second pompier, il décrit un développement en deux étapes :

- Une première flamme jaune clair/orangée, accrochée derrière le réacteur. Cette flamme est similaire à celle issue de la post-combustion en fonctionnement normal mais n'a pas la même couleur (la flamme de post-combustion est bleue et peu visible de jour) et est beaucoup plus longue (10 à 15 m de long). Elle fait un bruit de chalumeau au moment de l'allumage, derrière la post-combustion, et ne semble pas provenir du réacteur.
- La flamme devient ensuite complètement différente. Elle est beaucoup plus rouge et plus riche. Son extension devient considérable. Elle se développe alors que l'avion a déjà levé le train avant.

La transition de la première vers la seconde flamme est illustrée sur la figure 54. Au cours de cette transition, le témoin décrit la flamme comme aspirée vers l'avant de l'avion, sous l'aile.

F.3.4 Témoin supplémentaire

Un quatrième témoignage, que nous n'avons pas recueilli personnellement, mérite également d'être mentionné. Ce témoin est un commandant de bord aux commandes d'un appareil qui se trouvait en E5 (c'est à dire aux environs du poste de secours SSIS-2) en attente de décollage. Il est, à notre connaissance, le seul témoin outre les trois pompiers à avoir vu l'avion par le travers au moment de son inflammation. Un extrait du témoignage transcrit par le BEA est présenté ici :

"Le point d'inflammation se situe à plus ou moins 100 m du niveau de la bretelle W7. La flamme s'est allumée un peu comme la flamme d'un briquet qui est réglé sur un débit trop fort.

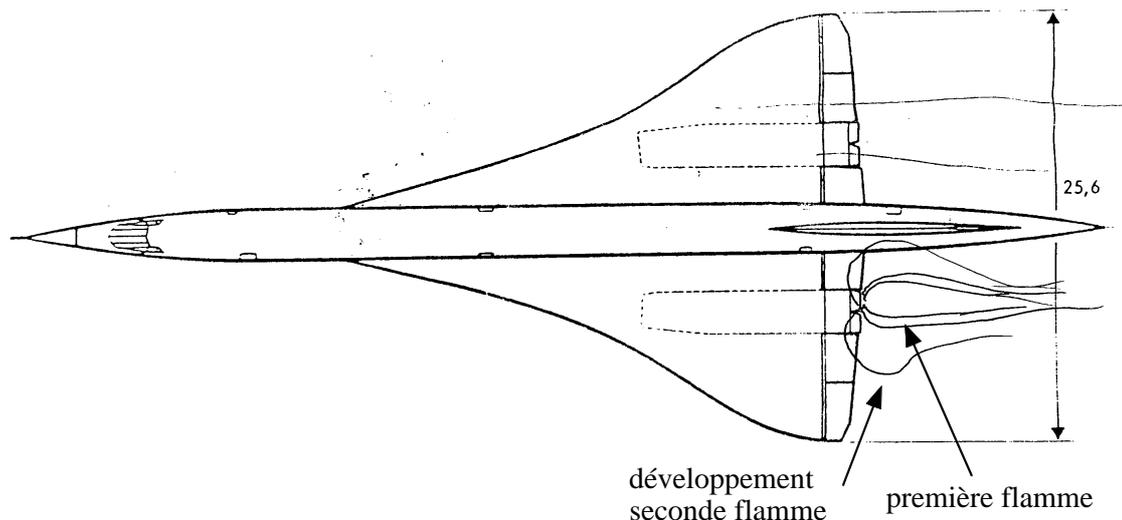


Figure 54: Dessin effectué par le troisième pompier à l'appui de son témoignage. Une flamme initiale est accrochée à la sortie du réacteur puis se développe comme si elle était aspirée vers l'avant de l'avion.

L'embrasement est instantané, passant de rien à une flamme qui garde ses dimensions. Cette flamme est suivie d'une épaisse fumée noire. Je ne distingue pas la flamme PC. La nacelle des moteurs sous l'aile gauche est entourée d'une flamme orangée à travers laquelle on distingue deux tuyères noires."

F.4 Analyses - conclusions

Ces quatre témoignages sont précis, précieux et se confirment mutuellement. Parmi les points importants :

- Trois des quatre témoins (pompiers 2 et 3, commandant de bord²⁷) décrivent une inflammation en deux temps de l'avion : une première flamme type chalumeau puis une extension très importante de la combustion. Le dernier témoin, de part sa position dans la pièce, n'a vu que la phase initiale.
- Deux témoins, les premier et second pompiers, précisent que la flamme initiale était accrochée au voisinage de la tuyère des moteurs gauche. Cette précision n'est pas contredite par le commandant de bord (nous ne l'avons pas interrogé et il n'a donc pu nous préciser ce point). Seul le second pompier parle d'une première flamme accrochée au milieu de la nacelle. Si ce témoignage pourrait laisser supposer une inflammation au niveau des trappes de ventilation des moteurs (voir § 4), il est plus probable que le témoin a vu la flamme au moment où elle commençait à prendre de l'extension.
- Les témoignages s'accordent nettement sur la couleur de la flamme, plutôt claire initialement (jaune-orangée) puis plus foncée (rouge) ensuite. La flamme initiale, bien qu'accrochée à la

²⁷La transcription du témoignage du commandant de bord rapporte un "embrasement instantané". Néanmoins, ce témoignage semble décrire une inflammation en deux étapes : allumage comme un briquet, puis expansion, même si ces deux étapes sont quasiment simultanées pour le témoin. Il ne faut pas oublier que son témoignage a été recueilli au début de l'enquête, probablement sans attacher trop d'importance à cet enchaînement, et qu'il n'a pas été réinterrogé depuis pour préciser ce point.

sortie des réacteurs, est très différente du dard de la post-combustion en fonctionnement normal (flamme bleue, quasiment invisible de jour).

- L'enchaînement des événements est un point important. Au dire de ces témoins, ils semblent se produire plus tôt que ne le laisse supposer la localisation des débris retrouvés sur la piste. En effet, les deux premiers pompiers situent l'apparition de la fumée sur les roues du train d'atterrissage aux environs de la bretelle S6. Les second et troisième pompiers situent le début de l'inflammation peu après la bretelle S5, ce que ne contredit pas le témoignage du commandant de bord ("plus ou moins 100 m du niveau de la bretelle W7"). Au vu de la disposition des locaux du poste SSIS-2 et de la position des pompiers dans la pièce, il paraît douteux qu'ils aient pu se tromper sur les localisations annoncées. L'embrasement général pourrait être plus tardif (le train avant est déjà levé pour le troisième pompier).

Au vu de ces témoignages, il semble évident que le kérosène s'est enflammé au contact des gaz chauds issus des moteurs. Une inflammation par étincelle au niveau du puits de train ou derrière la jambe de train se serait traduite par une flamme stabilisée soit dans le puits de train, soit dans le sillage de la jambe de train et/ou des contrefiches. **Aucun témoin ne mentionne une telle situation et tous au contraire sont formels sur la localisation à l'arrière des réacteurs de la flamme initiale.** Seul le témoignage du second pompier pourrait accréditer l'idée d'une remontée de la flamme par le flux d'air secondaire entre moteurs et nacelle ou une inflammation par pompage moteur. Il est néanmoins le seul à décrire la flamme initiale comme accrochée à la moitié de la nacelle (Fig. 53) et l'a probablement vu alors qu'elle commençait à remonter.

Le témoignage du troisième pompier confirme notre analyse d'une remontée de flamme par les couches limites et le sillage du train. Il décrit, et dessine (Fig. 54), très précisément une flamme accrochée à l'arrière des réacteurs qui est "comme aspirée vers l'avant de l'avion" avant l'embrasement général.

La localisation et la chronologie des événements méritent probablement une analyse complémentaire. Pour les pompiers, les roues fumaient déjà depuis S6 et l'inflammation se produit aux environs de S5, c'est à dire bien avant l'endroit où ont été retrouvés la lamelle métallique, la plaque du réservoir et où apparaissent les traces de suies. Il est probable que la flamme initiale, d'extension limitée, n'a pas laissé de traces de suies sur la piste. Les traces de suies, à partir de la dalle 168) pourraient commencer au moment de l'expansion de la flamme.

G L'accident de Washington (14 juin 1979)

Le 14 juin 1979, le dégonflement puis le déchappage du pneu No 6 entraîne l'éclatement du pneu No 5 puis la destruction de la roue sur le Concorde F-BVFC au décollage à l'aéroport de Washington-Dulles. Les réservoirs 2, 5 et 6 ont alors été perforés par des morceaux de jantes. L'analyse de cet accident est intéressante à plusieurs titres :

- Il s'agit à la fois du premier et du plus important accident (avant celui de Gonesse) ayant entraîné des perforations des réservoirs sur un Concorde.
- L'appareil a volé 24 mn avant de revenir se poser sur l'aéroport. Au cours de ce vol, plusieurs photographies ont été prises et montrent nettement le jet de kérosène pulvérisé par l'écoulement autour de l'avion.
- Le débit de la fuite est connu relativement précisément. L'ensemble des perforations a provoqué des fuites d'environ 7.5 tonnes de carburant. Le débit moyen est donc d'environ 5 kg/s.
- Cet accident a donné lieu à une étude approfondie, notamment sur les risques d'incendie (note 408.251/79, dont quelques extraits sont cités dans ce rapport) et à quatre consignes de navigabilité (CN).

Trois photographies prises lors du vol de Washington sont présentées aux figures 55 et 56. Le brouillard de kérosène, généré par l'interaction du combustible s'échappant de la fuite et de l'écoulement d'air sous l'aile de l'avion, est clairement apparent. Ce type de milieu est favorable au développement d'une combustion pourvu que les proportions de combustible et d'air soient dans les limites d'inflammabilité (voir annexe A). Il faut noter que le débit de la fuite est ici environ 10 à 20 fois plus faible que lors de l'accident de Gonesse (voir section 2).

Une petite flamme semble néanmoins apparente à la sortie du moteur 2 (moteur intérieur gauche) sur la photographie 56. Les couleurs et contrastes de cette photographie ont été modifiés pour la rendre plus apparente (Fig. 57). Cette petite flamme pourrait n'être qu'un reflet sur le brouillard de kérosène mais cette explication nous paraît peu vraisemblable : d'une part, elle semble également apparente, bien que beaucoup moins nettement, sur la photographie prise au moment du décollage (Fig. 55, haut), sa localisation ne semble pas correspondre à l'endroit où le brouillard de kérosène est le plus dense (et là où le reflet devrait être maximum, surtout vu l'orientation du soleil qui vient de la droite de l'appareil). Enfin, cette flamme est mentionnée par le contrôle aérien, ainsi qu'en témoigne un extrait du rapport BEA relatif à l'accident :

“La levée des roues s'effectue avec une vitesse d'environ 220 noeuds. Les paramètres des quatre moteurs indiquent à l'équipage qu'ils fonctionnent normalement. Le contrôle annonce une avarie de pneus et une flamme derrière les moteurs gauches.”

Comme discuté au paragraphe 2.4, l'existence d'une telle flamme peut s'expliquer aisément. En effet, la fuite de combustible engendre un apport de kérosène aux gaz chauds issus des moteurs. Les conditions de température et la géométrie de l'ensemble moteurs-nacelle sont telles que ce kérosène peut brûler au voisinage des moteurs. En revanche, un calcul d'ordre de grandeur montre facilement que la quantité de kérosène n'est pas suffisante (richesse $\Phi \approx 0.1$) pour permettre à une flamme de se développer à l'extérieur de la nacelle, que ce soit vers l'aval ou vers l'amont.



DECOLLAGE
(19.31 TU)



PASSAGE A LA TOUR
(19.37 TU)

Figure 55: Photographies prise au cours du vol du Concorde F-BVSC après l'accident survenu au décollage de l'aéroport de Washington-Dulles le 14 juin 1979.



Figure 56: Photographie prise au cours du vol du Concorde F-BVSC après l'accident survenu au décollage de l'aéroport de Washington-Dulles le 14 juin 1979.

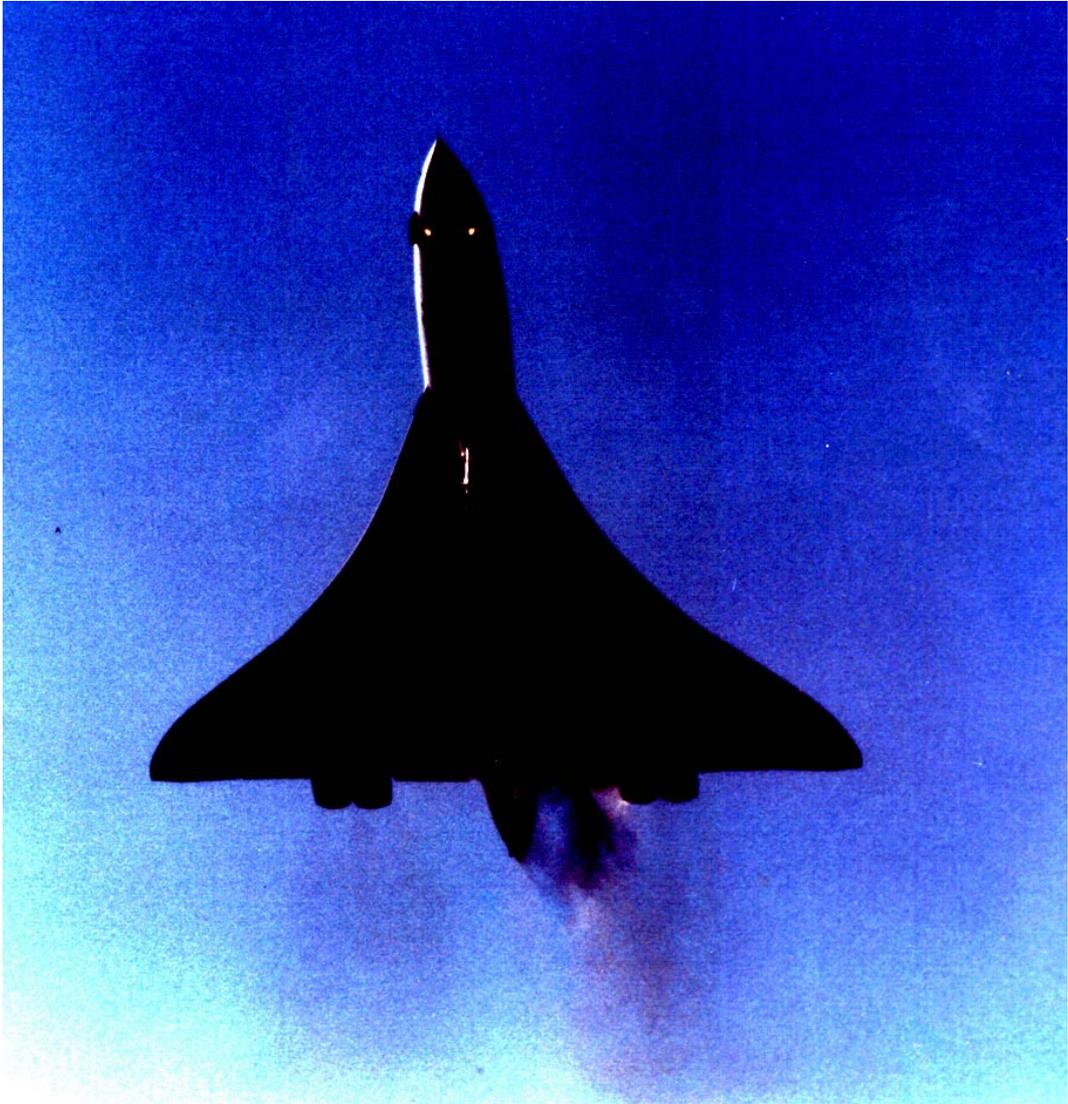


Figure 57: Modification des couleurs et contrastes de la photographie 56. Une petite flamme semble accrochée à la sortie du moteur 2 (moteur intérieur gauche, à droite sur la photographie).

H Exemples d'inflammation de kérosène par un moteur

Deux exemples d'inflammation de fuite de kérosène par les parties chaudes d'un moteur et/ou les gaz chauds issus de celui-ci nous ont été rapportés et sont brièvement présentés ici. Ces exemples ne sont pas complètement similaires à l'accident du Concorde à Gonesse mais illustrent clairement le rôle que peut jouer le moteur dans l'inflammation d'une fuite de kérosène.

H.1 Inflammation d'une fuite de carburant sur un Fouga-Magister

Un accident survenu à un Fouga-magister au début des années 1980 nous a été rapporté par un enquêteur du BEA qui en a été témoin. L'orifice de remplissage de carburant, situé sur le dessus de l'avion, derrière le cockpit, avait été mal refermé après le plein de l'appareil. En vol, le carburant s'échappant par l'orifice s'est enflammé sur les parties chaudes des réacteurs le long de la cellule de l'avion (voir figure 58). Si le pilote a pu de justesse revenir à bon port, l'arrière de l'appareil a été détruit par l'incendie.

Signalons qu'un temps minimum doit d'ailleurs être respecté sur cet avion avant de refaire le plein après l'atterrissage afin de permettre le refroidissement des parties chaudes du moteur et éviter l'inflammation du kérosène qui pourrait ruisseler.

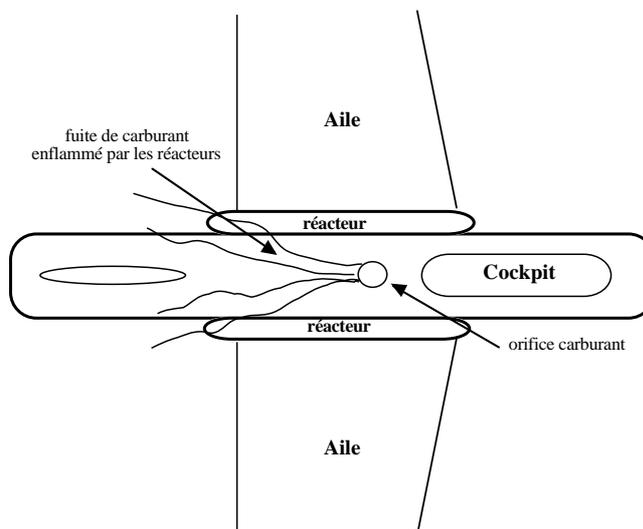


Figure 58: Schématisation de l'accident survenu à un Fouga-Magister, vu de dessus. Le carburant s'échappant par l'orifice mal refermé du réservoir s'est enflammé au contact des parties chaudes du moteur.

H.2 Une figure de voltige : “zippo trick”

Il existe une figure, pratiquée en voltige aérienne, qui consiste à larguer en vol du carburant puis à l'enflammer en allumant la post-combustion des réacteurs. Illustrée sur la photographie 59, cette manoeuvre aurait été utilisée pour symboliser le départ de la flamme olympique lors de la cérémonie de clôture des jeux olympiques de Sydney (2000). Elle aurait aussi été utilisée par le passé lors de combats aériens pour leurrer des missiles à tête chercheuse thermique. Signalons qu'elle a été explicitement mentionnée par un des témoins de l'accident du Concorde à l'appui de son témoignage (témoin N° 10 bis).



Figure 59: Photographie illustrant une figure de voltige aérienne connue sous le nom de “zipper trick”. Du carburant largué par l’avion est ensuite enflammé par la post-combustion du moteur. Photographie extraite de la revue allemande “Flug Revue”, numéro d’Avril 2001.

Dans cette situation et à la différence de l’accident de Gonesse, la flamme est détachée de l’avion et ne remonte heureusement pas vers celui-ci. Cette différence s’explique par plusieurs raisons :

- Le largage du carburant est apparemment fait très en arrière de l’avion, au voisinage du bord de fuite.
- Les débits de combustible sont très inférieurs à la fuite de kérosène lors de l’accident du Concorde.
- La flamme est allumée derrière l’avion et non au niveau de l’arrière corps du moteur à l’intérieur de la nacelle.
- L’avion est en configuration de vol, train d’atterrissage rentré. Les perturbations aérodynamiques sont moindres qu’au décollage sans oublier la géométrie très particulière du Concorde, et ne permettent pas la remontée de la flamme.

Malgré toutes ces différences, en défaveur du Concorde lors de l’accident de Gonesse, cette figure de voltige montre la possibilité d’enflammer du kérosène par les gaz chauds issus d’un moteur équipé d’une post-combustion.

Références bibliographiques

- Ballal, D. and A. Lefebvre (1980). Flame propagation in heterogeneous mixtures of fuel droplets, fuel vapor and air. In *Eighteenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 321 – 328. The Combustion Institute.
- Blackwelder, R. (1983a). The bursting phenomenon in bounded shear flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.
- Blackwelder, R. (1983b). Eddy detection within turbulent shear flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.
- Blackwelder, R. (1983c). Large scale motion in turbulent boundary layers. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.
- Bodemer, A. and L. Laugier (1996). *L'ATAR et tous les autres moteurs à réaction français*. 68340 Riquewihir, BP 36: J. D. Reber.
- Cessou, A. and D. Stepowski (1996). Planar laser induced fluorescence measurement of oh in the stabilization stage of a spray jet flame. *Combust. Sci and Tech.* 118, 361–381.
- Comte-Bellot, G. and R. Morel (1983). Experimental techniques for free edges of turbulent flows. In *Turbulent Shear Flows*. Von Karman Institute, Lecture Series 1983-03.
- De Soete, G. (1976). *Aspects fondamentaux de la combustion en phase gazeuse*. Paris: Technip.
- Falco, R. (1977). Coherent motions in the outer region of turbulent boundary layers. *Phys. Fluids* 20(10, Part II), S124 – S132.
- Favier, V. and L. Vervisch (1998). Effects of unsteadiness in edge-flames and liftoff in non-premixed turbulent combustion. In *Twenty-Seventh Symposium (Int.) on Combustion/The Combustion Institute*, pp. 1239–1245.
- Ghosal, S. and L. Vervisch (2000). Theoretical and numerical investigation of symmetrical triple flame using a parabolic flame tip approximation. *J. Fluid Mech.* 415, 227–260.
- Kioni, P., K. Bray, D. Greenhalgh, and B. Rogg (1998). Experimental and Numerical studies of a triple flame. *Combust. Flame* 116, 192–206.
- Kuo, K. (1986). *Principles of Combustion*. New York: John Wiley.
- Moreau, P. (1981). Experimental determination of probability density functions within a turbulent high velocity premixed flame. In *Eighteenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 993 – 1000. The Combustion Institute.
- Muñiz, L. and M. G. Mungal (1997). Instantaneous flame-stabilization velocities in lifted-jet diffusion flames. *Combust. Flame* 111(1/2), 16–31.
- Phillips, H. (1965). Flame in a buoyant methane layer. In *Tenth Symposium (International) on Combustion*, pp. 1277. The Combustion Institute.
- Poinsot, T. and D. Veynante (2001). *Theoretical and Numerical Combustion*. Flourtown, PA, U.S.A.: R.T. Edwards, Inc.
- Ruetsch, G., L. Vervisch, and A. Linan (1995). Effects of heat release on triple flames. *Phys. Fluids* 7(6), 1447 – 1454.
- Schefer, R. W. and P. Goix (1998). Mechanism of flame stabilization in turbulent, lifted jet flames. *Combust. Flame* 112(4), 559–574.
- Schlichting, H. (1987). *Boundary-layer Theory*. Mc Graw-Hill.

- Stepowski, D., A. Cessou, and P. Goix (1994). Flame stabilization and OH fluorescence mapping of the combustion structures in the near field of a spray jet. *Combust. Flame* 99, 516 – 522.
- Veynante, D., L. Vervisch, T. Poinso, A. Liñán, and G. Ruetsch (1994). Triple flame structure and diffusion flame stabilization. In *Studying turbulence using numerical databases - V*, pp. 55–73. CTR, Stanford U.