

## VOL (MÉCANIQUE DU)

La mécanique du vol est une application de la mécanique rationnelle à l'étude du mouvement des appareils, pilotés, autoguidés ou téléguidés n'ayant pas de contact avec le sol sur une partie de leur trajectoire.

Toute action d'un pilote humain ou automatique sur les gouvernes modifie, par suite du changement de géométrie du véhicule, les moments des forces aérodynamiques, ce qui provoque une rotation de l'appareil autour du centre de gravité. Ce changement d'attitude par rapport à la vitesse engendre alors une modification en grandeur et en direction des forces aérodynamiques et entraîne, par conséquent, des modifications de la vitesse et de la courbure de la trajectoire. Celle-ci peut être également modifiée par les forces de propulsion qui proviennent de l'action aérodynamique du fluide traversant le moteur (hélice, réacteur, fusée, par exemple).

L'étude de la mécanique du vol comprend habituellement deux parties:

- le calcul des performances, qui traite de la trajectoire du centre de gravité;
- l'étude des qualités de vol, qui traite plus particulièrement du mouvement du véhicule autour du centre de gravité.

L'étude de la mécanique du vol d'un aéronef nécessite la connaissance de ses caractéristiques géométriques, massiques (position du centre de gravité, tenseur d'inertie), aérodynamiques (influence de la vitesse, du nombre de Mach, de l'incidence, du dérapage, de la position des gouvernes), propulsives (influence de la pression, de la température, de la vitesse, de l'humidité, entre autres). La difficulté de cette étude au niveau du projet provient du fait que toutes ces caractéristiques ne sont pas indépendantes; par exemple, la masse et les dimensions d'un avion dépendent de la quantité de combustible à emporter, et celle-ci, pour une performance donnée, dépend, entre autres facteurs, de la masse au décollage et des dimensions de l'appareil.

Enfin, l'étude de la mécanique du vol des avions pilotés ne peut se faire sans

tenir compte de la présence de l'homme dans la «boucle de pilotage»; même en pilotage automatique, l'homme intervient en recueillant des informations sur la trajectoire et en agissant sur celle-ci par l'intermédiaire du pilote automatique. La mécanique du vol exige donc l'étude du comportement de l'homme vis-à-vis de la machine (ergonomie) pour permettre la mise au point d'appareils non seulement hautement performants, mais également faciles à piloter (souci de sécurité).

Née avec les premiers avions, la mécanique du vol s'est étendue depuis lors à tous les types de véhicules aérospatiaux, mais l'aéronautique en demeure le domaine le plus classique.

## 1. Bases de la mécanique du vol

### Aspects théoriques

En mécanique du vol classique, l'avion est considéré comme un corps solide soumis à trois types de forces extérieures: la pesanteur, les forces aérodynamiques et les forces de propulsion. L'application à ce corps des deux théorèmes fondamentaux de la mécanique rationnelle (quantité de mouvement et moment cinétique) fournit le système des équations dynamiques qui régissent les variations du vecteur vitesse et du vecteur rotation, auxquelles on associe les équations cinématiques de la trajectoire et de l'attitude. Ces équations ne sont qu'exceptionnellement envisagées en totalité, car la plupart des mouvements s'accommodent d'une réduction importante du nombre des variables à considérer, qui est adaptée chaque fois au problème traité.

L'avion étant un système commandable, deux sortes de problèmes se présentent: ceux où les paramètres de commande sont des fonctions connues du temps ou des variables d'état, et ceux où l'on recherche précisément ces fonctions en vue d'un résultat déterminé. Les premiers relèvent des techniques d'intégration et de calcul symbolique, et visent principalement la compréhension des phénomènes; les seconds, orientés vers les applications pratiques, nécessitent l'emploi de méthodes d'optimisation. Le recours à l'ordinateur est de règle dans toutes les investigations. Le problème du pilote humain, qui boucle le mouvement observé de l'avion sur les paramètres de commande, est couramment résolu par l'emploi de simulateurs de vol (cf. *Simulateurs de vol* ), mais il a également été

l'objet de nombreuses analyses théoriques où l'homme est assimilé tantôt à de simples fonctions de transfert, tantôt à des algorithmes de commandes plus conformes à sa façon d'opérer, mais aussi plus complexes.

## • Forces aérodynamiques

La résultante des forces aérodynamiques est habituellement décomposée en résistance (ou traînée), force latérale et portance, et le moment résultant au centre de gravité en moments de roulis, de tangage, et de lacet. En première approximation, la dépendance des forces aérodynamiques par rapport au mouvement s'établit ainsi: à altitude et vitesse fixées et gouvernes bloquées, l'incidence détermine la portance, la résistance et le moment de tangage, tandis que le dérapage détermine la force latérale, le moment de roulis et le moment de lacet.

La portance croît à peu près linéairement avec l'incidence, mais cette croissance est limitée par l'apparition du phénomène de décrochage, chute brutale de portance accompagnée de vibrations [cf. AÉRODYNAMIQUE]. Le moment de tangage augmente aussi linéairement avec l'incidence; en règle générale, il tend à ramener l'avion vers l'incidence nulle et, par suite, à stabiliser son attitude par rapport au vecteur vitesse; la croissance simultanée du moment de tangage et de la portance dénote (sur la droite OA) l'existence du foyer, point d'application de la force due à l'incidence. Les positions relatives du foyer et du centre de gravité déterminent la stabilité de l'avion, ce qui explique qu'une grande attention soit portée au centrage d'un avion (distance en pourcentage entre le bord d'attaque de la corde de référence et le centre de gravité); un centrage arrière rendrait l'avion instable, un centrage avant le rendrait peu maniable. En règle générale, le centre de gravité est en avant du foyer, à une distance de quelques pour-cent de la corde moyenne (marge statique). La résistance est minimale au voisinage de la portance nulle et croît avec l'incidence selon une loi quadratique; la courbe polaire représentative de la relation entre la portance et la résistance comporte ainsi un point privilégié de finesse maximale où le rapport portance/résistance est le plus grand. En vol horizontal, la portance effective équilibre le poids, mais la portance maximale disponible peut être utilisée pour incurver la trajectoire dans un plan vertical (ressource) ou dans un plan horizontal après inclinaison latérale de l'avion (virage); dans de telles conditions, ou sous l'effet de la turbulence de l'air

environnant qui modifie momentanément l'incidence, le rapport portance/poids (facteur de charge), directement ressenti par les passagers, peut atteindre 1,5 à 2 sur les avions de transport et 5 à 6 sur les avions de combat.

Le dérapage n'engendre qu'une force latérale faible et produit principalement, d'une part, un moment de lacet qui tend à ramener l'avion vers le dérapage nul et, d'autre part, un moment de roulis qui tend à engager l'avion dans un virage de sens opposé au dérapage; ces deux moments, proportionnels au dérapage, résultent des effets de la dérive, du dièdre de la voilure et de sa flèche.

Le rôle des gouvernes aérodynamiques (les ailerons, les gouvernes de profondeur et de direction) est essentiellement d'appliquer à l'avion des moments de manœuvre en faisant naître localement, du fait de leur braquage, des forces aérodynamiques relativement faibles mais qui agissent avec un grand bras de levier: le braquage de la gouverne de profondeur détermine l'incidence d'équilibre, la gouverne de direction permet au pilote d'interdire le dérapage plus efficacement que n'y parviendrait le moment stabilisant de lacet, et le braquage des ailerons impose la vitesse de roulis. L'effet de la gouverne de profondeur est indépendant par rapport aux autres, mais les ailerons et la gouverne de direction ont des effets parasites autour de l'axe qu'ils ne contrôlent pas.

En seconde approximation, la rotation induit elle aussi des forces aérodynamiques dont la résultante joue un rôle mineur, mais dont le moment résultant influe sur les qualités de vol: autour des trois axes apparaissent des moments d'amortissement de la vitesse angulaire correspondante, mais il existe aussi des moments croisés.

L'altitude et la vitesse jouent un rôle déterminant entre les forces et le mouvement. Les règles de similitude aérodynamiques établissent que, en régime incompressible, la force et le moment sont proportionnels à la pression cinétique  $\rho V^2/2$ , où  $\rho$  est la masse volumique de l'air et  $V$  la vitesse, ainsi qu'à des dimensions caractéristiques de l'avion. Cela conduit à définir les coefficients aérodynamiques sans dimension ( $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $C_l$ ,  $C_m$ ,  $C_n$ ), qui sont des facteurs de proportionnalité des composantes de force et du moment par rapport à la pression cinétique, ainsi que les dérivées aérodynamiques (cf. *infra*), qui

traduisent leur sensibilité à l'incidence  $\alpha$ , au dérapage  $\beta$ , aux braquages de gouvernes  $\delta_i$  et aux vitesses angulaires réduites ( $p^*$ ,  $q^*$ ,  $r^*$ ). Au-delà du régime incompressible, les coefficients aérodynamiques et leurs dérivés varient plus ou moins largement en fonction du nombre de Mach; la traversée du régime transsonique s'accompagne notamment de variations dont l'augmentation du  $C_x$  et le recul du foyer sont les plus marquantes.

## • Forces de propulsion

Sur un avion, l'effet propulsif est réalisé en accélérant vers l'arrière un certain débit d'air ambiant auquel s'ajoute, de façon mineure, le carburant consommé. La traction d'une hélice, ou la poussée d'un réacteur, résulte du bilan des quantités de mouvement amont et aval, mais l'interaction avec l'écoulement extérieur conduit à un partage conventionnel entre la poussée et la résistance de carène.

La traction par hélice reste réservée aux avions franchement subsoniques en raison des troubles transsoniques qui apparaissent à grande vitesse, en bout de pales. En deçà de cette limite, le pas variable maintient à peu près constant le rendement de l'hélice, et la traction disponible, limitée par la puissance, varie en raison inverse de la vitesse; à basse vitesse, elle reste cependant bornée par une valeur maximale de l'ordre de 20 N/kW. Sur les moteurs à piston, la puissance reste constante jusqu'à l'altitude de rétablissement et décroît plus haut. La consommation d'un moteur à piston se situe, au mieux, à 0,150 kg/kWh. Elle est plus élevée sur les turbopropulseurs.

La propulsion par turboréacteur est actuellement la plus répandue; elle est utilisée aussi bien pour le vol subsonique rapide que pour le vol supersonique [cf. PROPULSION AÉRONAUTIQUE]. Le fonctionnement interne d'un réacteur dépend des conditions génératrices de l'écoulement et, par conséquent, de l'altitude et de la vitesse. Un réacteur est essentiellement caractérisé par sa poussée maximale, qui reste à peu près indépendante de la vitesse, loi d'ailleurs sensiblement différente sur les réacteurs à double flux, qui se rapprochent des turbopropulseurs, et sur les réacteurs à réchauffe, qui se rapprochent des statoréacteurs. Dans tous les cas, à vitesse donnée, la poussée diminue en altitude. La consommation du réacteur, proportionnelle à la poussée, se situe actuellement entre 0,05 et 0,1 kg e h<sup>-1</sup> e N<sup>-1</sup>.

Le souci actuel d'économie d'énergie sur les avions de transport pousse à étendre l'emploi de l'hélice au vol subsonique rapide, cela grâce à un dessin modifié des pales et à une conception structurale capable de résister aux efforts mécaniques associés à cette nouvelle configuration.

## 2. Performances

Les analyses de performances visent à caractériser les différentes trajectoires réalisables par un avion, en vol normal ou en vol marginal. Elles revêtent, à tous les stades de la genèse de l'appareil, une importance considérable, car elles fournissent des éléments essentiels à sa qualification, eu égard à la réglementation, et conduisent à une définition précise des plans de vol. Ces analyses, assez sommaires dans les premiers temps de l'aéronautique et souvent démenties par les vols, ont acquis depuis lors plus de rigueur grâce à une meilleure connaissance des données aérodynamiques et propulsives. Cependant, on simplifie légitimement les analyses en considérant l'avion comme un «point matériel» dont la trajectoire est contrôlée par l'action directe du pilote sur l'incidence, la poussée et l'inclinaison latérale, sans considération des variations transitoires qui accompagnent son pilotage.

### Vol rectiligne

En vol rectiligne horizontal ou à faible pente, la portance équilibre le poids. La résistance apparaît alors comme une certaine fraction du poids, déterminée par la finesse au point de fonctionnement sur la courbe polaire. À altitude fixée, notamment, la résistance accuse un minimum qui correspond à la finesse maximale, et le vol horizontal entretenu n'est possible que si l'on dispose d'une poussée assez grande. Dans ce cas, deux vitesses d'équilibre existent. Le vol s'effectue généralement au régime le plus rapide, pour lequel il y a stabilité de propulsion; la vitesse maximale possible à ce régime varie avec l'altitude de façon différente selon le type de propulsion; elle décroît toujours au-delà d'une certaine altitude en raison de la résistance induite par la portance. Pour les approches de terrain à vitesse réduite, le second régime, le plus lent, est utilisé par certains avions de combat, malgré l'instabilité de propulsion qu'une régulation automatique corrige parfois. La vitesse minimale possible nécessite, elle aussi, l'application de la poussée maximale; néanmoins, à basse altitude, le décrochage peut survenir

alors que la poussée disponible excède encore la résistance. Le vol horizontal entretenu cesse d'être réalisable au-delà d'une certaine altitude où les vitesses des deux régimes se confondent; sur un avion à hélice, le plafond est atteint quand la puissance disponible égale la puissance minimale nécessaire; le vol s'effectue alors à une incidence un peu plus élevée que l'incidence de finesse maximale; sur un avion à réaction, le plafond est atteint quand la poussée disponible égale la résistance minimale. Entre les deux régimes, l'excédent de poussée permet d'accélérer l'avion ou de le faire monter.

Sur un avion à hélice, le vol économique qui permet de franchir la distance maximale s'effectue à la vitesse de résistance minimale quelle que soit l'altitude, car la consommation est proportionnelle à la puissance; la vitesse économique croît avec l'altitude, mais il n'y a pas de bénéfice de consommation à monter haut, et l'altitude de croisière est déterminée par la puissance continue disponible. Sur un avion à réaction, la situation est différente car la consommation est proportionnelle à la poussée: non seulement la vitesse économique croît avec l'altitude, mais, à consommation égale, la distance parcourue augmente. Cependant, le saut de résistance en régime transsonique provoque une augmentation de consommation qui ne se trouve compensée par l'effet favorable de la vitesse qu'au-delà du nombre de Mach 2, ce qui explique la coupure entre les performances des longs courriers subsoniques du type Boeing 747 et supersoniques du type Concorde.

Pour atteindre le régime de croisière, la trajectoire de l'avion est conforme, après décollage, à une loi de montée optimale pour laquelle à la fois le temps et la consommation sont minimisés; une telle montée, qui s'effectue à la poussée continue maximale, est définie par une certaine relation vitesse-altitude; en première approximation, elle correspond au trajet pour lequel l'énergie totale de l'avion s'accroît le plus vite et au moindre coût. Cette remarquable condensation de l'état dynamique de l'avion en un seul paramètre, la hauteur totale, provient de la possibilité, grossièrement vérifiée, de convertir en fin de montée l'énergie cinétique en énergie potentielle, et, vice versa, par simple action de la pesanteur. Des excursions hors du domaine de vol équilibré sont même réalisables en terminant la montée par une chandelle (ou un piqué); c'est ainsi que l'avion expérimental américain X 15, propulsé par fusée, a atteint l'altitude maximale de

160 kilomètres. En fait, les chandelles et les piqués ne sont pas gratuits, et la trajectoire optimale ne peut être déterminée, en toute rigueur, que par l'emploi de méthodes numériques assez lourdes.

## • Virage et changement de pente

Le vol d'un avion est riche en possibilités de trajectoires courbes, qui sont remarquablement illustrées par le combat aérien et l'acrobatie. Cependant, deux types de mouvements simples, où le mécanisme de l'incurvation apparaît clairement, se retrouvent dans tous les vols: le virage et le changement de pente.

Le virage s'exécute en inclinant latéralement l'avion et en augmentant sa portance de telle sorte que la sustentation reste assurée: l'action du pilote consiste à imposer un braquage d'ailerons qui communique à l'avion une certaine vitesse de roulis et à ajuster l'incidence afin de refuser la perte d'altitude; en même temps, le pilote braque légèrement la gouverne de direction de façon à interdire le dérapage que provoqueraient, autrement, le «lacet inverse» des ailerons et la rotation de l'avion; ainsi, la force aérodynamique latérale (normale sur le plan de la symétrie) est maintenue nulle. Une fois atteinte l'inclinaison désirée, le pilote ramène les ailerons et la gouverne de direction à un braquage nul, mais conserve l'incidence nécessaire à la sustentation. Si le virage est bien contrôlé, le pilote reste d'aplomb sur son siège, mais plus ou moins confortablement, selon la valeur du facteur charge ; ce dernier peut en effet atteindre 5 ou 6 sur un intercepteur, c'est-à-dire la limite admissible physiologiquement pour un pilote entraîné, mais ne dépasse pas 1,15 sur un avion de transport, donc l'inclinaison est limitée à 30 degrés par la réglementation. L'augmentation de portance nécessaire au virage induit un accroissement de résistance qui exige à son tour un supplément de poussée pour maintenir la vitesse ; il existe ainsi à altitude et vitesse données un facteur de charge limite, ou marge de manœuvre, qui requiert la poussée maximale et au-delà duquel le virage en palier s'accompagne obligatoirement d'un ralentissement. Le décrochage constitue également une limitation particulièrement aiguë du virage.

Le changement de pente s'obtient en agissant à la fois sur la poussée et sur la gouverne de profondeur. Une action exclusive sur la gouverne de profondeur aurait, certes, un effet immédiatement sensible sur la trajectoire, mais, à l'issue de



l'oscillation phugoïde ainsi déclenchée (cf. *infra*), la pente finale ne serait que peu modifiée – surtout dans un vol autour de la finesse maximale – tandis que la vitesse finale s'adapterait à la nouvelle incidence; par ailleurs, une action exclusive sur la poussée déterminerait bien un changement de pente finale, sans variation de vitesse, mais ce résultat ne serait atteint qu'après plusieurs périodes d'oscillation phugoïde. Aussi la manœuvre s'exécute-t-elle à vitesse constante de la façon suivante: pour monter, par exemple, le pilote affiche une poussée plus forte et, dans un premier temps, refuse la croissance de la vitesse en augmentant l'incidence, donc la résistance; dans un second temps, l'augmentation progressive de pente, qui est provoquée par l'excédent de portance, amorce une réduction de vitesse que le pilote refuse en «rendant la main», c'est-à-dire en réduisant peu à peu l'incidence qui, en fin de manœuvre, revient à sa valeur initiale, tandis que le régime s'établit à la nouvelle pente.

## •• Décollage

Une fois l'avion aligné sur la piste, le pilote affiche la poussée maximale, puis, lâchant les freins, laisse l'avion accélérer. Reposant sur son train tricycle, l'avion est calé à l'incidence de traînée minimale; sur les avions à roulette de queue, le pilote agit sur la commande de profondeur pour afficher, dès que la gouverne devient efficace, l'incidence de traînée minimale (axe du fuselage sensiblement horizontal). Lorsque l'avion atteint la vitesse de décollage  $V_D$ , le pilote augmente l'incidence jusqu'à ce que la portance équilibre le poids: l'avion est alors sustenté.

## •• Atterrissage

Face à la piste, le pilote fait descendre l'avion suivant une trajectoire ayant une pente de 2 à 3 degrés avec une vitesse d'approche  $V_{app}$ , supérieure d'environ 30 p. 100 à la vitesse de décrochage  $V_s$ ; cette marge est destinée à assurer une possibilité de manœuvre à l'avion (le facteur de charge maximal disponible est  $n = (V_{app}/V_s)^2$ , soit sensiblement 1,7) et à éviter un décrochage dû à la turbulence. Parvenu à une hauteur dépendant de la vitesse d'approche et de la taille de l'avion, estimée ou lue par le pilote sur la sonde altimétrique (avions de grande taille), celui-ci courbe la trajectoire pour la rendre presque horizontale (action sur la profondeur) et réduit la vitesse (réduction à la poussée minimale). Cette

manœuvre dite d'arrondi permet de toucher le sol avec une vitesse verticale faible. Une fois les roues au sol, le pilote agit sur tous les moyens de freinage disponibles (freinage sur les roues, inversion de poussée, parachute-frein).

### 3. Qualités de vol

Les analyses de qualité de vol tendent à évaluer quantitativement la facilité avec laquelle un avion peut être contrôlé dans diverses circonstances. Cet objectif pose d'emblée le problème de la connaissance du pilote humain, à peine cerné aujourd'hui encore. Si les études de qualités de vol parviennent à couvrir très correctement la dynamique de l'avion en «boucle ouverte» ou muni de systèmes automatiques, les *boîtes noires*, l'appréciation de sa pilotabilité repose sur des corrélations, tirées d'expériences précédentes et parfois contestables, entre le jugement des pilotes d'une part et les caractéristiques de l'avion d'autre part, y compris les liaisons internes entre les commandes et les gouvernes. Pour parfaire cette approche incertaine de la question, on a recours à des simulations de vol où le pilote fait partie intégrante de la «boucle fermée».

### Dynamique de l'avion

L'étude de la stabilité dynamique de l'avion s'appuie sur la théorie linéarisée des petits mouvements autour d'un régime de vol. Les six degrés de liberté sont tous considérés, mais la linéarisation et les symétries conduisent à un découplage entre, d'une part, la dynamique longitudinale qui régit le mouvement de tangage, l'incidence et la vitesse et, d'autre part, la dynamique transversale qui concerne les mouvements de roulis, de lacet et de dérapage. Dans les deux cas, l'analyse permet d'établir les fonctions de transfert de l'avion, qui sont nécessaires à l'étude des boîtes noires.

La dynamique longitudinale est caractérisée, sur un avion sain, par deux modes oscillatoires. Le premier est une oscillation d'incidence à courte période – de l'ordre de la seconde – qui affecte peu le mouvement du centre de gravité; causée par la dérivée  $C_{m\alpha}$ , cette oscillation constitue le mouvement transitoire vers l'incidence d'équilibre, après un braquage de la gouverne de profondeur. Cependant, l'action progressive du pilote ne l'excite guère, sauf à haute altitude où, sans l'aide d'une boîte noire, l'amortissement aérodynamique naturel dû aux

dérivées  $C_{mq}$  et  $C_{z_a}$  devient insuffisant. En atmosphère turbulente, l'oscillation d'incidence, excitée de façon aléatoire, contribue à l'accélération subie par la structure et les passagers, mais la cause principale de cette accélération reste la variation directe de l'incidence due à la turbulence elle-même. Le second mode est l'oscillation phugoïde à longue période (de l'ordre de la minute), qui affecte surtout le mouvement du centre de gravité et s'établit à incidence fixe; la cause de cette oscillation réside dans l'échange entre l'énergie cinétique de l'avion et l'énergie potentielle de pesanteur, au cours des alternances de montée et de descente. Très lente à grande vitesse, cette oscillation est généralement bien contrôlée par le pilote.

La dynamique transversale est caractérisée par deux modes exponentiels et un mode oscillatoire. Le mode de roulis correspond à la mise en vitesse de roulis à la suite d'un braquage d'ailerons; régi par la dérivée d'amortissement  $C_{lp}$ , il est à peine perçu par le pilote car sa constante de temps est courte (une fraction de seconde). Le mode spiral, toujours lent, se présente, lorsqu'il est divergent, comme un engagement progressif en virage sans action sur les gouvernes (instabilité spirale); à l'inverse, s'il est convergent, il ramène en vol horizontal l'avion initialement perturbé; la stabilité du mode spiral dépend de la quantité  $C_{l_b}C_{nr} - C_{n_b}C_{lr}$ , mais le pilote le tolère bien dans tous les cas. L'oscillation de lacet, à laquelle le roulis participe plus ou moins (roulis hollandais), provient de la dérivée  $C_{n_b}$ , dont l'effet tend à annuler le dérapage; le couplage complexe entre le lacet et le roulis, que seule l'analyse mathématique permet d'interpréter correctement, résulte de plusieurs causes conjuguées dont la dérivée  $C_{l_b}$  (effet de dièdre) est la principale mais non la seule; en général bien contrôlée par le pilote, l'oscillation de lacet peut, sur certains avions de combat, devenir inacceptable sans l'aide d'une boîte noire, surtout en cas de roulis hollandais prononcé.

Nettement différente de ces modes, la vrille est un phénomène vicieux qui risque de faire suite à un décrochage dissymétrique, survenu dans un virage serré, une ressource accentuée ou un ralentissement excessif; l'inversion de la dérivée  $C_{lp}$  tend alors à engager l'avion dans une autorotation et le conduit rapidement vers une chute spiralée régulière, accompagnée ou non d'oscillations latérales. Ce nouveau régime, malencontreusement très stable, résulte du changement complet des relations entre le mouvement et les forces aérodynamiques, en raison du

décollement généralisé de l'écoulement. Jusqu'à présent, seuls des essais en soufflerie verticale sur maquettes libres et des essais en vol progressifs permettent de préciser les manœuvres nécessaires à la sortie de la vrille, qui exige parfois des dispositifs spéciaux, comme les parachutes d'extrémité.

Des régimes de vols mal contrôlés mais stables peuvent aussi résulter des seuls couplages inertiels entre les axes de rotation de l'avion, sans qu'aucun accident aérodynamique ne soit impliqué. Tel est le cas de «l'autotonneau», rotation permanente en roulis à incidence modérée qui, une fois amorcée, s'entretient même si les ailerons sont ramenés à braquage nul. L'autotonneau et la vrille illustrent l'existence possible de plusieurs régimes de vols stables pour une position donnée des gouvernes; cette multiplicité des régimes, qui est une conséquence des non-linéarités des équations de la mécanique du vol, peut être analysée par la théorie mathématique des bifurcations.

Enfin, l'exploration du vol transsonique, après la Seconde Guerre mondiale, a fait surgir des phénomènes inattendus tels que l'inversion, l'autocabrage, le *wing dropping* et le *wing rock* ; ceux-ci ont été bien analysés depuis lors et souvent corrigés. De même, l'évolution à haute incidence des avions de combat a révélé le phénomène du *nose slice* , divergence violente en lacet qui est provoquée par la dissymétrie du champ aérodynamique autour du nez effilé de ces avions.

## • Commandes et aides au pilotage

L'organisation des liaisons entre les commandes mises à la disposition du pilote et les gouvernes constitue un élément important d'appréciation des qualités de vol d'un avion.

Ainsi, pour un avion conventionnel à commandes de vol mécaniques, le pilote agit sur la gouverne de profondeur et sur les ailerons à l'aide du manche. Un déplacement du manche vers l'avant abaisse le volet de la gouverne de profondeur, ce qui provoque un moment «piqueur» tendant à diminuer l'incidence. Un déplacement latéral du manche, vers la gauche par exemple, lève l'aileron gauche et abaisse l'aileron droit, ce qui provoque un moment de roulis tendant à abaisser l'aile gauche. Avec ses pieds, le pilote agit sur le palonnier lié à la gouverne de direction. Si les commandes (manche et palonnier) sont reliées

mécaniquement aux gouvernes, les moments par rapport aux charnières d'articulation des forces aérodynamiques sur ces gouvernes sont équilibrés par les efforts exercés par le pilote sur les commandes. En modifiant la position de petits volets, ou compensateurs, situés au bord de fuite des gouvernes elles-mêmes, le pilote modifie les moments de charnière et donc les efforts aux commandes, ce qui lui permet d'annuler ces efforts pour les cas de vol permanent. Le pilote dose son action sur les gouvernes pour exécuter une manœuvre en exerçant un effort sur les commandes, car l'homme est plus sensible aux efforts qu'aux déplacements. Les efforts sur les commandes deviennent très importants aux grandes vitesses. Aussi, les commandes des avions rapides sont-elles liées aux gouvernes par l'intermédiaire de servocommandes. Dans ce cas, un système de ressorts liés aux commandes rétablit une sensation artificielle d'effort.

Afin d'améliorer les qualités de vol des avions qui évoluent dans un large domaine d'altitude et de vitesse, les gouvernes reçoivent dans certains cas des ordres provenant des systèmes automatiques – précurseurs des calculateurs de bord – qui sont destinés soit à assurer une trajectoire prédéterminée (pilote automatique), soit à améliorer la réponse de l'avion à l'action du pilote (aide au pilotage); l'amortisseur de tangage, par exemple, diminue l'amplitude des oscillations de tangage de l'avion après action du pilote sur la gouverne de profondeur.

L'avènement des commandes de vol électriques et des calculateurs embarqués, véritables ordinateurs de bord, a donné naissance au concept de commande automatique généralisée (C.A.G.), qui a été d'abord appliqué aux avions de combat (F 16, Mirage 2 000), puis aux avions de transport civils (Airbus A 320, A 330, A 340, Boeing 777) et qui est actuellement en mesure d'apporter une dimension nouvelle dans la conduite du vol de l'avion et dans sa conception même, grâce à la fiabilité et à la capacité accrues des matériels. Ainsi, pour ces avions, les liaisons mécaniques ou hydrauliques entre le poste de pilotage et les gouvernes sont supprimées. Le pilote ne commande plus directement les braquages des gouvernes, mais désigne des objectifs de pilotage, à travers des commandes classiques de pilotage ou, encore mieux, des mini-manches latéraux moins encombrants, qui sont liés directement aux variables de trajectoire de l'avion, comme l'assiette, la pente de trajectoire, la vitesse de l'avion,

etc. Ces ordres de pilotage sont ensuite convertis en signaux électriques numériques et transmis à l'ordinateur de bord. Le rôle de ce dernier consiste alors à élaborer des ordres de braquages à envoyer aux diverses servogouvernes de l'avion, en tenant compte des mesures de l'état instantané de l'avion (altitude, assiette, incidence, dérapage, vitesses et accélérations linéaires ou angulaires), qui sont fournies par divers capteurs embarqués (sondes anémométriques, gyromètres, accéléromètres, centrale inertielle, etc.) de façon que la réponse de l'avion soit aussi «propre» que possible. Ainsi, le pilotage d'un avion équipé d'un tel système de commande de vol électrique devient grandement facilité. Un déplacement du mini-manche latéral vers la gauche, par exemple, correspond non seulement à un braquage différentiel des ailerons de façon à créer un moment de roulis comme pour un avion classique, mais également à un braquage de la gouverne de direction, de façon à annuler le dérapage induit par le roulis. De plus, les amplitudes des braquages de ces gouvernes sont modulées en fonction des mesures des vitesses angulaires de roulis et de lacet de l'avion, en sorte que la dynamique transversale soit suffisamment amortie pour répondre aux exigences de qualités de vol de l'avion.

La C.A.G. permet aussi la prise en charge de fonctions de plus en plus complexes (système de gestion proposant au pilote le profil de vol à suivre de façon à optimiser la consommation de carburant, pilote automatique en approche et à l'atterrissage, etc.), réduisant ainsi la charge du pilote, et la prise en compte d'une protection automatique du domaine de vol, évitant ainsi des pertes de contrôle de l'avion, d'où un accroissement de la sécurité. De plus, la stabilité naturelle de l'avion cesse d'être une obligation stricte et peut être remplacée par l'action permanente et automatique des gouvernes sans intervention du pilote, ce qui permet de choisir différemment le centrage, de diminuer la taille de l'empennage et de faire contribuer plus favorablement sa portance au bilan général. En outre, un nombre accru de gouvernes peut être distribué sur l'avion et manœuvré automatiquement pour exercer des fonctions nouvelles: ailerons d'extrémité à braquages symétriques pour soulager les efforts d'emplanture de la voilure au cours d'une manœuvre; becs de bord d'attaque et volets de bord de fuite s'adaptant constamment à l'incidence de voilure pour améliorer ses caractéristiques; gouvernes «canard» à l'avant de l'avion dont le braquage, combiné à celui des gouvernes de l'arrière, peut engendrer des forces directes et permettre des manœuvres de translation; gouvernes rapides capables de

compenser les forces nées de la turbulence et de s'opposer au phénomène dangereux de flottement aéroélastique; gouvernes de nez et poussée vectorielle par orientation des tuyères des réacteurs pour l'extension du domaine de vol des avions de combat vers les vols aux très grandes incidences, pouvant aller au-delà du décrochage (concept de supermanœuvrabilité).

Enfin, le concept de la C.A.G. permet également d'envisager des configurations nouvelles d'avions, naturellement instables, mais répondant mieux aux exigences de missions (avion furtif F 117, ou aile volante B 2.)

## • Simulateurs de vol

Le développement d'un projet d'avion et les premiers vols du prototype s'accompagnent très généralement d'études de qualités de vol sur simulateur, où le pilote humain fait partie du système. Ce simulateur est, pour l'essentiel, une cabine qui reproduit fidèlement la cabine réelle avec ses instruments et ses commandes.

De l'évolution de position des commandes actionnées par le pilote un ordinateur déduit le mouvement qu'exécuterait l'avion dans ces conditions (le calcul nécessite la connaissance des caractéristiques de l'avion, des propulseurs et de l'atmosphère). Les résultats du calcul sont alors fournis au pilote par les instruments de bord, par les mouvements de la cabine actionnée par des vérins et par une reproduction aussi fidèle que possible du monde extérieur. Par exemple, une caméra de télévision se déplace par rapport à une maquette de paysage en suivant, à l'échelle de cette maquette, la trajectoire que parcourrait l'avion, et l'image correspondante est projetée en couleurs sur un écran situé en avant du pare-brise de la cabine. La capacité et la rapidité des ordinateurs permettent également de calculer des images synthétiques, suggestives et complexes – pistes, bâtiments, ponts, végétation, collines et vallées, etc. – et de les présenter au pilote à cadence cinématographique. Par ailleurs, une reproduction des sensations inertielles nécessiterait de faire décrire à la cabine la trajectoire réelle à la vitesse réelle; heureusement l'homme est sensible aux variations d'accélération plutôt qu'aux accélérations elles-mêmes, ce qui rend la simulation acceptable, même avec des déplacements de cabine limités.

Ces techniques, conjuguées à l'augmentation de la précision des prévisions des caractéristiques aérodynamiques des avions et des performances des moteurs, ont permis des mises au point spectaculaires des qualités de pilotage des avions avant même les premiers vols des prototypes.

## 4. Autres domaines de la mécanique du vol

### Appareil à décollage vertical

À côté des avions classiques, divers types de machines pilotées capables de décoller verticalement et, par conséquent, d'exécuter des vols stationnaires ont vu le jour, surtout après 1945. Les forces aérodynamiques dues au déplacement de l'aérodyne étant dans ce cas inexistantes, la sustentation est assurée par des forces propulsives produites soit par des réacteurs à simple ou à double flux, soit par des hélices carénées ou libres, soit encore par des rotors du type hélicoptère.

Si  $D$  est le débit de fluide traversant le réacteur, l'hélice ou le rotor, et  $V_e$  la vitesse d'éjection, la poussée au point fixe est  $F = DV_e$ , et la puissance fournie au fluide est égale à  $DV_e^2/2$ . (L'énergie fournie par unité de temps à la masse  $D$  pour l'amener à la vitesse  $V_e$  est son énergie cinétique finale  $DV_e^2/2$ .) Si  $c$  est le rendement thermodynamique du moteur, la combustion du carburant doit donc fournir une puissance  $DV_e^2/2c$ , ce qui impose une consommation instantanée:

$$c = \frac{DV_e^2}{2 \eta L}$$

où  $L$  est le pouvoir calorifique du carburant, soit sensiblement  $44 \times 10^6$  joules par kilogramme; on en déduit:

$$c = \frac{F^2}{2 \eta LD}$$

Les rendements des divers types de moteurs ne diffèrent que de quelques pour-cent. Les consommations de carburant seront donc d'autant plus faibles à poussée donnée que les débits brassés par le moteur seront grands, ce qui classe les différents modes de sustentation pour le vol stationnaire dans l'ordre suivant: rotor, hélice, réacteur double flux, réacteur simple flux.



Différents phénomènes aérodynamiques limitent la vitesse maximale de translation des hélicoptères (vitesse maximale de l'ordre de 350 kilomètres à l'heure). Le décollage vertical d'avions rapides nécessite donc l'emploi d'autres moyens que le rotor, c'est-à-dire des hélices libres (vitesse limite à Mach 0,6), des hélices carénées (vitesse limite à Mach 0,8) ou des réacteurs. De nombreuses solutions sont possibles (hélices ou petits rotors basculants, réacteurs basculants, réacteurs à déviation de jet, réacteurs séparés de sustentation et de propulsion, par exemple).

L'utilisation de réacteur de sustentation est très coûteuse en raison de la dépense en carburant. La poussée nécessaire à la sustentation d'un avion de masse  $m$  est  $F = mg$ . La consommation correspondante ( $c = - \frac{dm}{dt}$ ) est donc  $c_s F$ , la quantité  $c_s$  étant la consommation spécifique. D'où l'on déduit:

$$\frac{dm}{m} = -c_s g dt.$$

Si  $M$  est la masse initiale,  $m_c$  la masse totale de carburant disponible, le temps maximal de vol sustenté vertical est donc:

$$T = \frac{1}{c_s g} \ln \frac{M}{M - m_c}.$$

La consommation spécifique des meilleurs réacteurs de sustentation est de l'ordre de  $0,05 \text{ kg e h}_{-1} \text{ e N}_{-1}$ , avec  $1/c_s g = 7\,200 \text{ s}$ . Pour un avion de l'ordre de 20 à 30 tonnes, la masse maximale de combustible  $m_c$  ne dépasse pas 40 p. 100 de la masse décollable  $M$ . Par suite, le temps de vol est de l'ordre de 60 minutes.

Avec un réacteur militaire dessiné pour dépasser Mach 2, la consommation spécifique est voisine de  $0,1 \text{ kg e h}_{-1} \text{ e N}_{-1}$ , ce qui réduit le temps de vol vertical à 30 minutes.

Si l'on utilise la sustentation aérodynamique, la poussée nécessaire au vol est égale au poids divisé par la finesse (de l'ordre de 15 pour le vol subsonique,

7 pour le vol à Mach 2), ce qui montre qu'une minute de vol vertical coûte 15 minutes de vol subsonique ou de 7 minutes de vol à Mach 2, ce qui équivaut à 250 kilomètres de rayon d'action.

## • Missiles guidés

Le vol d'un missile guidé présente des caractères divers selon sa mission mais reste marqué par l'intervention de systèmes automatiques. Mis à part certains véhicules – cibles, missiles de reconnaissance et missiles de croisière – dessinés comme des avions et manœuvrant comme eux, les missiles accomplissent en général des vols non sustentés, guidés seulement par l'exigence de rencontre avec l'objectif. Leur mode de propulsion habituel est la fusée, seule capable de leur communiquer rapidement une grande vitesse, notamment au moyen d'étages accélérateurs, largués après combustion; cependant, pour les missions atmosphériques à moyenne portée, la propulsion aérobie, d'un rendement meilleur mais de poussée plus faible, est parfois préférée après la phase accélérée du départ.

Les missiles tactiques, par exemple les missiles contre avion, destinés à évoluer dans l'atmosphère, tirent leur capacité de manœuvre des forces aérodynamiques: la voilure cruciforme dont on les munit pour réduire le temps de réponse et simplifier le guidage permet de leur appliquer, sans manœuvre préliminaire en roulis, l'accélération nécessaire à la modification de trajectoire. Pour la commodité de l'organisation du missile, les gouvernes sont souvent du type «canard» (l'empennage est à l'avant), mais, au prix d'une certaine complication mécanique, on a aussi utilisé l'aile pivotante afin d'éviter la mise en incidence et d'améliorer le fonctionnement du système autodirecteur; sur les missiles guidés dès le départ ou à faible vitesse, la commande par déviation du jet propulsif est également pratiquée. Certains missiles très manœuvrants sont aussi dotés d'impulseurs à poudre latéraux qui leur confèrent pendant un temps bref une forte accélération transversale et leur permettent d'atteindre une cible qui se dérobe. Les trajectoires de rencontre avec l'objectif dépendent du mode de guidage: c'est le guidage par alignement dans le cas d'un faisceau directeur, et la navigation proportionnelle dans le cas d'un système autodirecteur (cf. DÉFENSE ANTIAÉRIENNE, chap. 3). Dans les analyses du mouvement, la mécanique du vol s'introduit par la fonction de transfert du missile, élément de la boucle de guidage.

Un missile balistique, ou, aussi bien, un lanceur de satellite, est astreint à suivre le programme de propulsion et de basculement que lui imposent, respectivement, ses étages accélérateurs à poussée constante et son pilote automatique. Ne manœuvrant que faiblement autour de l'incidence nulle et seulement pendant la phase accélérée, il décrit sa trajectoire en corrigeant constamment son orientation afin de compenser les écarts accidentels, décelés et contrôlés par le système de guidage (inertiel ou radioélectrique). Sur ce type de missile, dépourvu de voilure, c'est la poussée qui produit l'effet correcteur de trajectoire, la commande d'orientation du véhicule s'exerçant par déviation du jet propulsif. L'arrêt de poussée ou l'éjection de la charge transportée constituent en outre des ordres décisifs de la précision du point d'impact ou de l'orbite. Sur un missile balistique, la phase non propulsée dans le vide n'est en général pas contrôlée, la stabilisation angulaire de la charge éjectée restant assurée par sa mise en roulis. La rentrée dans l'atmosphère n'est pas contrôlée non plus; la convergence de l'incidence vers la valeur nulle, en atmosphère dense, requiert une marge statique suffisante eu égard à la protection thermique et aux exigences de la mission. Une tendance existe toutefois à concevoir et à organiser les corps de rentrée de sorte qu'ils puissent manœuvrer en atmosphère dense en utilisant les forces aérodynamiques disponibles, ce qui leur conférerait une plus grande capacité à déjouer les défenses qui leur sont opposées.

## • Fusées sondes et roquettes

Les fusées sondes et les roquettes d'artillerie se distinguent des missiles guidés par l'absence de tout contrôle en cours de vol; elles exécutent des missions balistiques qui n'exigent pas une grande précision. Maintenus à faible incidence par leurs empennages, elles sont sensibles au vent, ce qui nécessite une correction de lancement, et restent perturbées par divers défauts de symétrie, malgré le roulis dont on les anime; elles sont en outre sujettes à des comportements vicieux, en général bien maîtrisés, tels que la résonance roulis-tangage et le lacet catastrophique.