

Title (en)
SUPERSONIC AIRPLANE ENGINE CONFIGURATION.

Title (de)
GESTALTUNG EINES MOTORS FÜR ÜBERSCHALLFLUGZEUGE.

Title (fr)
CONFIGURATION D'UN MOTEUR D'AVION SUPERSONIQUE.

Publication
EP 0054555 A1 19820630 (EN)

Application
EP 81901384 A 19800623

Priority
US 8000786 W 19800623

Abstract (en)
[origin: WO8200048A1] A supersonic airplane has a fuselage (20), wings (22) and (24), a vertical stabilizer (34 - 38), a canard (30) and (32) and a pair of turbine engines (44, 46 or 70) mounted in the fuselage (20). Each engine (44, 46 or 70) is of relatively simple design with a fixed inlet, a compressor (80 - 82) and a turbine (84) with a single drive shaft (76) interconnecting the turbine (84) and compressor (80). The engine (44, 46 or 70) can employ either fixed or variable exhaust nozzle geometry (75) depending on whether an afterburner is installed. The engine (70) is point designed to provide maximum design thrust at a given intermediate throttle setting when the airplane is being propelled by the engine (70) at a predetermined supersonic cruise Mach number. Maximum allowable thrust at speeds below the predetermined cruise Mach number is achieved without variable geometry air inlets by maintaining the corrected airflow through the engine (70) at a substantially constant value equivalent to the corrected airflow at the predetermined supersonic cruise Mach number. The engine (70) corrected airflow is maintained at a constant value by monitoring an engine operating parameter indicative of corrected airflow and adjusting the fuel flow to the engine (70) to reduce the actual speed of the compressor (80 - 82) and turbine (84).

Abstract (fr)
Un avion supersonique possede un fuselage (20), des ailes (22 et 24), un stabilisateur vertical (34-38), un canard (30 et 32) et une paire de moteurs a turbine (44, 46 ou 70) montes dans le fuselage (20). Chaque moteur (44, 46 ou 70) est d'une conception relativement simple avec une entree fixe, un compresseur (80-82) et une turbine (84) avec un seul arbre d'entrainement (76) reliant la turbine (84) et le compresseur (80). Le moteur (44, 46 ou 70) peut utiliser une geometrie de tuyere d'ejection des gaz fixe ou variable (75) en fonction de la presence ou de l'absence d'une post-combustion. Le moteur (70) est concu pour fournir une poussee nominale maximum pour une position donnee intermediaire de la commande du debit des gaz lorsque l'avion est propulse par le moteur (70) a un nombre de Mach en croisiere supersonique predetermine. Une poussee maximum permise a des vitesses inferieures au nombre de Mach en croisiere predetermine est obtenue sans entrees d'air a geometrie variable en maintenant le debit d'air corrige dans le moteur (70) a une valeur sensiblement constante equivalente du debit d'air corrige pour le nombre de Mach en croisiere supersonique predeterminee. Le debit d'air corrige du moteur (70) est maintenu a une valeur constante en controlant un parametre de fonctionnement du moteur indiquant le debit d'air corrige et en ajustant le debit de combustible du moteur (70) pour reduire la vitesse reelle du compresseur (80-82) et de la turbine (84).

IPC 1-7
F02K 3/00

IPC 8 full level
B64C 30/00 (2006.01); **F02C 9/44** (2006.01)

CPC (source: EP)
B64C 30/00 (2013.01); **F02C 9/44** (2013.01)

Designated contracting state (EPC)
DE FR GB NL SE

DOCDB simple family (publication)
WO 8200048 A1 19820107; EP 0054555 A1 19820630; EP 0054555 A4 19831111; JP S57501096 A 19820624

DOCDB simple family (application)
US 8000786 W 19800623; EP 81901384 A 19800623; JP 50185980 A 19800623