

极端降雨条件下航空发动机吞雨的数值研究^{*}

王司昭¹, 邢 菲¹, 吴松霖¹, 周 伟², 张 巍²

(1. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361005;
2. 中国航发沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘 要: 为了探究极端降雨条件下发动机入口吞雨量, 基于欧拉多相流模型, 针对不同涵道比发动机, 选取不同降雨强度、攻角及飞行阶段进行计算, 分析不同条件对于发动机入口吞雨量的影响, 并将计算所得结果与国军标中对于吞水的试验条件进行对比。计算结果表明, 发动机入口吞雨量会随着降雨强度和飞行速度的增大而增大, 但攻角变化对其影响较小。当降雨强度低于 709.2mm/h 时, 发动机入口吞雨量始终低于国军标吞水试验条件中的入口流量最大值 5%, 能够保证飞行安全。但当降雨强度达到 1872mm/h 时, 爬升阶段的吞雨量高于 5%, 可能存在安全隐患。

关键词: 航空发动机; 极端降雨; 吞雨量; 数值模拟; 欧拉-欧拉法

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 01-210843-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210843

Numerical Study of Aeroengine Rain Swallowing under Extreme Rainfall Conditions

WANG Si-zhao¹, XING Fei¹, WU Song-lin¹, ZHOU Wei², ZHANG Wei²

(1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China;
2. AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to investigate the engine inlet rain swallowing under extreme rainfall conditions, based on the Eulerian multiphase flow model, different rainfall intensities, angles of attack and flight phases were selected for different culvert ratio engines to analyze the effects of different conditions on engine inlet rain swallowing, and the calculated results were compared with the test conditions for water ingestion in the national military standard. The calculation results show that the engine inlet rain swallowing will increase with the increase of rainfall intensity and flight speed, and the angle of attack change has less effect on it. When the rainfall intensity is lower than 709.2mm/h, the engine inlet rain swallowing is always lower than 5% of the maximum inlet flow rate in the national military standard water ingestion test conditions, which can ensure flight safety. However, when the rainfall intensity reaches 1872mm/h, the rain swallowed during the climb phases is higher than 5%, which may be a safety hazard.

Key words: Aero-engine; Extreme rainfall; Rain swallowing; Numerical simulation; Euler-Euler method

^{*} 收稿日期: 2021-12-02; 修订日期: 2022-04-14。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0001-0050)。

作者简介: 王司昭, 硕士生, 研究领域为航空发动机流动及试验测试。

通讯作者: 周 伟, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机整机试验测试。E-mail: zhouwei_606@163.com

引用格式: 王司昭, 邢 菲, 吴松霖, 等. 极端降雨条件下航空发动机吞雨的数值研究[J]. 推进技术, 2023, 44(1): 210843. (WANG Si-zhao, XING Fei, WU Song-lin, et al. Numerical Study of Aeroengine Rain Swallowing under Extreme Rainfall Conditions[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(1):210843.)

1 引言

航空发动机在试车的时候往往会考虑到各种极端气候条件对于工作性能的影响,极端降雨条件便是其中之一。由于发动机入口吞入大量雨水,可能导致发动机内部工作部件的正常工作状态受到影响,造成发动机喘振、熄火、严重推力损失,或导致发动机内部的不可恢复的机械损坏等^[1]。航空涡轮发动机吞水试验要求中提到:发动机在吞水试验过程中未发生损伤或有害的擦伤,性能未恶化,并且没有造成失速、喘振、发动机主燃烧室熄火,燃气流路中的零件也未受到损伤,则认为试验通过^[2]。然而,目前极端降雨条件下对发动机性能的影响并没有得到充分的研究,主要的研究集中于发动机不同吞雨量条件下对发动机内部如压气机叶片强度、燃烧室熄火边界等性能的影响,对于飞行过程中发动机吞雨量的研究少见报道。

目前国内外关于入口吞雨对发动机工作性能的影响已经开展了很多研究。马宇晨^[3]建立了有压气机的涡扇发动机模型。通过两相流CFD计算实现对涡扇发动机的吞雨过程的模拟,研究了在不同吞雨条件下对涡扇发动机工作的影响。杨璐等^[4]基于两相流动的基本原理,采用一维逐级叠加的方法计算压气机各级性能,并利用Fortran程序对吞雨后压气机整体性能进行了计算,得出吞雨后压气机稳定工作范围变窄的结论。夏国正等^[5]利用数值方法,利用离散相模型(Discrete Phase Model, DPM)两相流模型评估雨水对航空发动机压缩部件性能的影响,探究结果表明液态水的吸入会导致流量压比和效率的降低,并且这种影响随着吞雨量的增加而增大。Nikolaidis^[6]对航空发动机吞雨过程进行数值研究后指出,当进入发动机的水量较大时,有相当一部分水滴在压气机中不会完全蒸发,将进一步穿过压气机到达燃烧室。Roumeliotis等^[7]对进入发动机的雨水量进行摄入效应分析,模拟雨水摄入对部件性能的影响。结果表明,雨水摄入对高压压缩机增压幅度、油耗和燃烧器效率有很强的负面影响。

以上研究内容中的部分模拟是通过改变发动机入口进水百分比来探究雨水对发动机内部部件的影响,入口条件的选取一般是为了与试验对照或来源于适航规定,但对于该数值的确定没有具体的计算或说明。另外由于实际情况下极端降雨条件非常罕见且降雨情况复杂很难用试验准确模拟,存在可重复性差、效率低、发动机入口吞雨量难以准确测量等

缺点。随着计算流体技术的发展,各种计算流体力学软件中包含的多种多相流模型可以实现对极端降雨过程的模拟,实现对于发动机入口吞雨量的计算。因此本研究采用计算流体方法对发动机吞雨情况进行模拟,计算不同条件下发动机入口的吞雨量以及入口进水百分比,验证了吞雨试验条件的合理性。

2 雨场参数的确定

2.1 雨滴直径及控制方程

在欧拉多相流模型中的相与物质所具有的气、液、固三相不同,而是一种更广泛意义上的概念,同一相的物质在流场中有特定的惯性响应并与流场相互作用。例如降雨条件下不同直径的雨滴虽然都为液相,但在欧拉多相流模型中并不能归为同一相。因为不同直径的雨滴在流场中有不同的惯性响应,因此在进行边界条件设置时,需要将不同直径的雨滴按不同的相处理^[8]。

在极端降雨情况下,雨滴直径在0~6mm,直径如果大于6mm则会破裂变成小直径雨滴^[9]。在用欧拉法进行计算时相的数量越多,需要求解的方程数量越多。出于节约计算资源的考虑,本文将不同直径的雨滴大致分为六个相,直径在0~1mm的雨滴为第一相,该相的雨滴直径由中间值替代,即 $D_1=0.5\text{mm}$ 。每一项的直径都在 $[D_k-\Delta D/2, D_k+\Delta D/2]$ 范围内($k=1, 2, 3\cdots 6$),其中 ΔD 为直径变化范围。第 k 相雨相的质量和动量守恒方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_k a_k) + \nabla \cdot (\rho_k a_k u_k) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_k a_k u_k) + \nabla \cdot (\rho_k a_k u_k u_k) = \rho_k a_k g + \rho_k a_k \frac{18\mu C_D Re_p}{24\rho_k D_k^2} (u - u_k) \quad (2)$$

式中 α_k 为第 k 相的体积率, ρ_k 表示雨滴密度, u_k 为第 k 相的速度, g 为重力加速度, $\rho_k \alpha_k g$ 即为第 k 相的重力; Re_p 表示相对雷诺数; C_D 为雨滴阻力系数。 μ 和 u 是粘性系数和风速,最后一项即为风相与雨相之间的阻力。

阻力系数的设置方面选用了Schiller-Naumann模型,其阻力系数公式为

$$C_D = \begin{cases} 24(1 + 0.15Re^{0.687})/Re & Re \leq 1000 \\ 0.44 & Re > 1000 \end{cases} \quad (3)$$

由于雨滴在空间中所占的体积分数非常小,即便是强降雨时也通常低于 1×10^{-4} ,故可以将雨相视为稀释相,雨滴的湍流扩散在此并不予以考虑。空气密度和雨滴的密度相差较大,密度比小于0.1,因此忽

略虚拟质量力的影响;Saffman 升力普遍用于亚微米颗粒,本文的雨滴粒径较大因此未考虑升力影响。另外由于雷诺数 $Re \gg 1$ 且韦伯数 $We \gg 1$ 忽略表面张力影响。

考虑雨相影响,气相的控制方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0$$

(4)

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + S$$

(5)

式中 ρ 表示空气密度,在标准大气压下其值为 1.225kg/m^3 ; S 为雨相对气相的动量贡献。

$$S = -\sum_{k=1}^N \rho_k \alpha_k \frac{18\mu C_D Re_p}{24\rho_k D_k^2} (u - u_k)$$

(6)

2.2 雨滴谱

在不同的雨强条件下,不同直径的雨滴在空间中的体积占有率不同。雨滴谱是描述雨滴粒径分布的函数,可以利用雨滴谱计算不同直径的雨滴在空间中分布的密度进而确定不同相的边界。目前针对雨滴谱国内外都进行了大量的研究,经观测发现当降雨强度发生变化时,不同直径雨滴的分布也会随之产生规律性变化,降雨强度增大时,直径较大的雨滴密度也会随之增大。通过对降雨现象进行观测统计,将雨滴密度随直径和雨强的变化拟合成函数即为雨滴谱,雨滴谱的函数形式一般为负指数函数。目前经过大量验证,结果比较准确且应用较广泛的主要为 Marshall-Palmer 分布、Gamma 分布以及在此基础上发展的其他分布形式。

(1) Marshall-Palme(M-P)分布

M-P 分布是最早由马歇尔(Marshall)与帕尔默(Palmer)提出的^[10],雨滴的浓度随着直径及雨强的变化而变化,其函数形式为双参数的指数函数,其表达式为

$$N(D) = N_0 e^{-\Lambda D}$$

(7)

$$\Lambda = 4.1 \times R^{-0.21}$$

(8)

式中 D 为雨滴直径,mm; $N(D)$ 为单位直径单位体积下雨滴个数, mm^{-4} ; N_0 为雨滴浓度,取常数 8000; R 为降雨强度, mm/h 。

(2) Gamma 分布

Gamma 分布是由 Ulbricht 提出的,其本质是对 M-P 分布进行修正,引入反映雨滴形状的参数形状因子 μ ^[11]。具体形式为

$$N(D) = N_0 D^\mu e^{-\Lambda D}$$

(9)

$$N_0 = 64500 R^{-0.5}$$

(10)

$$\Lambda = 7.09 R^{-0.27}$$

(11)

为了更加准确地还原降雨情况,本文采用基于 Gamma 分布修正并提出的雨滴分布形式^[12],其具体函数形式为

$$N(D) = N_0 D^{2.93} \exp(-5.38 R^{-0.186} D)$$

(12)

$$N_0 = 1.98 \times 10^{-5} R^{-0.384}$$

(13)

2.3 降雨强度

根据降水量可以将降雨分为不同等级,我国气象中降雨强度等级分类见表 1^[13]。

Table 1 Classification of rainfall intensity levels (mm)

Rain intensity level	Daily rainfall	Hourly rainfall
Light rain	0.1~10	≤2.5
Moderate rain	10~25	2.5~8
Heavy rain	25~50	8~16
Rainstorm	50~100	
Heavy rainstorm	100~250	≥16
Torrential rain	>250	

由于测量时间不同,日降雨量和小时降雨量范围也不同,但对于一些极端降雨情况以日或者小时描述并不完全准确,极端降雨情况下对于降雨强度的测量往往是记录其最大瞬时值,比分类表中的日降雨量和小时降雨量大很多。因此以小时降雨量作为标准,本文所采用的降雨等级分类表见表 2。以表 2 中最大降雨强度 200mm/h 为极端值,降雨强度超过该极端值的即视为极端降雨。国外的降雨量最大记录出现在 1956 年 7 月 4 日的马里兰州的龙宁维勒,最大降雨强度值为 31.2mm/min,即 1872mm/h。国内的最大降雨强度出现在 1973 年 5 月 27 日的陕西西安周至县黑峪口,5min 内降雨量达到了 59.1mm,即 709.2mm/h^[14]。考虑到降雨等级分类表中的极值及以上极端降雨记录,本文所采用的强度条件分别为 200,709.2,1872mm/h。

但是降雨强度并不是一成不变的,随着高度的增加空气中的雨水含量会逐渐减少。高度 4.5km 以下降雨均以液体形式分布,高度 4.5~6.0km 以液体为主,当高度达到 7.0km 以上,降雨中相当一部分会以冰的形式存在,美国军用标准 MIL-STD-210C 中给出了降雨强度随高度的变化规律,以 1872mm/h 为例降雨强度随高度的变化情况见表 3^[15]。

2.4 雨滴末速度计算

雨滴竖直方向速度由雨滴末速度公式计算得到,雨滴在降落的过程中由于重力作用速度不断增加,同时空气阻力也不断增加,当重力与阻力平衡时,雨滴以最终速度匀速下落,该速度成为雨滴末速

Table 2 Rainfall intensity classification table

Rain intensity level	Light rain	Moderate rain	Heavy rain	Rainstorm	Heavy rainstorm		
					Light	Moderate	Heavy
Hourly rainfall/(mm/h)	2.5	8	16	32	64	100	200

Table 3 Variation of precip rate with geometric altitude

Geometric altitude/km	0~6	8	10	12	14	16	18	20
Precip rate/(mm/h)	1872	1386	954	654	414	204	150	0

度或极限速度。当降落高度大于等于 20m 即可使几乎所有粒径雨滴达到最终末速度。这里采用的雨滴末速度为^[16]

$$v_i(D) = \begin{cases} 0 & D \leq 0.03\text{mm} \\ 4.323(D - 0.03) & 0.03\text{mm} < D \leq 0.6\text{mm} \\ 9.65 - 10.3\exp(-0.6D) & D > 0.6\text{mm} \end{cases} \quad (14)$$

为验证最终计算结果的可靠性,将计算结果与 Gunn 等^[17]中实验结果进行比较,结果如图 1 所示。从图 1 中可以看出计算结果与实测结果非常相近,故所采用的末速度计算结果可靠。

根据建立的计算公式和确定的参数确定雨滴的大小、雨强和雨滴的终极速度,利用以下公式可以得到各雨相的体积分数 α_k 为

$$\alpha_k = \frac{Rf(R,D) \times 10^{-3}}{v_i(D) \times 3600} \quad (15)$$

式中 R 表示降雨强度 (mm/h), $f(R,D)$ 是粒径为 D 的雨通量分数。

$$f(R,D) = \frac{D^3 N(R,D) v_i(D)}{\int_0^\infty D^3 N(R,D) v_i(D) dD} \quad (16)$$

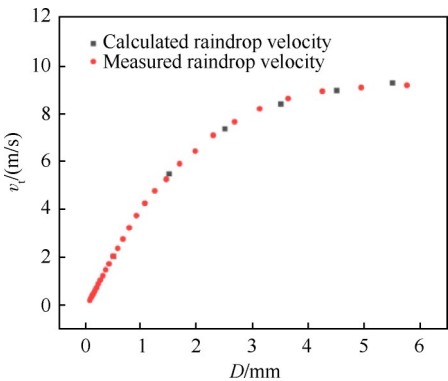


Fig. 1 Comparison of experimental and calculated values of end velocity of raindrops^[17]

3 数值计算方案

3.1 几何模型及边界条件

本文采用装备有不同涵道比发动机的两种飞机

模型进行计算,其中主要计算对象为伊尔 76,是一种航程远、载重大、速度快的军民两用战略运输机,至今以来已有包括中国在内超过 38 个国家使用过或正在使用中,其发动机为涵道比为 1 的 Д-30K^[18]。针对超出试验条件范围的情况,选取装配涵道比为 8 的大涵道比发动机 TF39 的大型军用运输机 C-5 进行后续计算^[19]。IL-76 简化后的 UG 模型如图 2 所示。

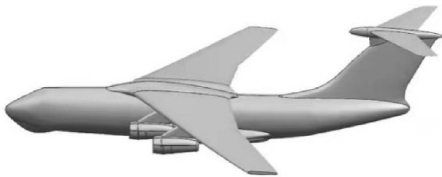


Fig. 2 IL-76 simplified model

对降雨进行数值模拟的对象主要为飞机外侧流场,因此除飞机模型外还需设置足够大的远场,远场大小选择的原则就是尽可能使边界对发动机入口周围的两相流场不产生影响。基于以上原则和实际计算条件的考虑,选择出入口和上下边界距离发动机入口均为 5 倍弦长。另外由于飞机两侧结构对称,因此只对飞机的一侧进行计算,计算域两侧的远场边界设置为对称边界条件,发动机入口壁面采用无滑移的壁面条件。远场入口及顶端设置为速度入口,远场出口及发动机入口设置为压力出口条件,其中发动机入口通过调整压力值匹配空气流量。具体模型及边界条件如图 3 所示。

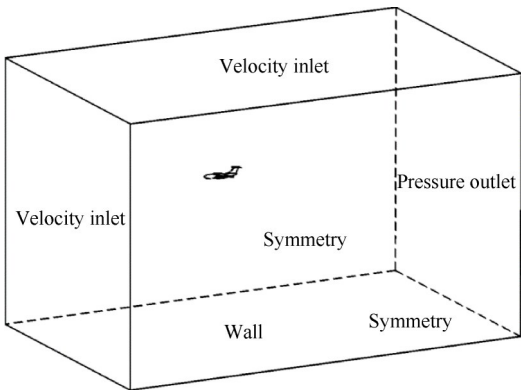


Fig. 3 Calculation model and boundary conditions

3.2 降雨 CFD 模拟基本方法特点及选择

能够模拟降雨的多相流模型主要有基于欧拉-欧拉方法的欧拉模型和基于欧拉-拉格朗日方法的离散相模型,两种方法在计算不同类型的气液两相流动方面各有特点。

欧拉-拉格朗日方法将连续相和离散项分别用不同的方程来控制,其中连续相通过直接求解时均纳维-斯托克斯方程获得各个空间点上的物理量,而离散相是通过拉式坐标下的颗粒作用力微分方程求解其运动轨迹。该方法可以实时追踪颗粒不同时刻的变化及由此引发的热量和动量传递,相间耦合及耦合结果对颗粒轨道、连续相流动的影响均可考虑进去。欧拉-欧拉法则是将离散相和连续相看作是相互贯穿的连续介质,离散相可以视为连续相中的一部分以相同的方法在欧拉坐标系下进行计算。通过建立 n 个连续方程和动量方程来求解每一相的物理量变化。对于不同的离散相颗粒可以按照尺寸区分,不同尺寸的粒子即为不同相,相界面上有质量、动量和能量的传递。该方法对于不同相处理方法相同,可用基础的方法来处理两相流动问题^[20]。

在进行验证计算时发现计算发动机吞雨的模型中,远场的大小与发动机大小相差较大,离散相模型中颗粒数量受到远场边界上网格数量的限制,即使加入包裹面的方法增加离散相颗粒数目,依然存在进入发动机入口的雨滴颗粒非常少的情况,且增加离散相颗粒数目会增大计算负荷,以目前的计算条件无法使模拟情况符合实际降雨情况。另外欧拉法的边界条件设置相对较为简单,对于不同相只需设置直径、速度及体积分数。在简化边界条件的同时,更准确地模拟了极端降雨情况,目前计算在建筑、列车等在风驱雨条件下的载荷等方面已有应用,能够比较准确地对降雨情况进行模拟。因此本研究采用欧拉-欧拉法,即欧拉多相流模型进行计算。

最终数值计算采用有限体积法,根据前文对于多相流模型的分析对于雨相采用欧拉多相流模型,对于风相采用 Standard $k-\varepsilon$ 模型,其中多相湍流模型选项中默认的是混合湍流模型。一般适用于相分离、分层的多相流,相与相之间的密度比接近 1,不符合降雨情况,因此选用适合其他相浓度低的 Per Phase 模型,对每一相求解一套 $k-\varepsilon$ 输运方程。

3.3 网格独立性验证

由于模型结构复杂,因此采用非结构化网格进行划分。通过合理改变网格参数,共生成 5 组不同数量的网格,网格数分别为 26 万,409 万,684 万,921 万

及 1291 万。设置边界条件与上述相同,经计算不同数量的网格在相同条件下发动机入口吞雨量的模拟结果如图 4 所示。

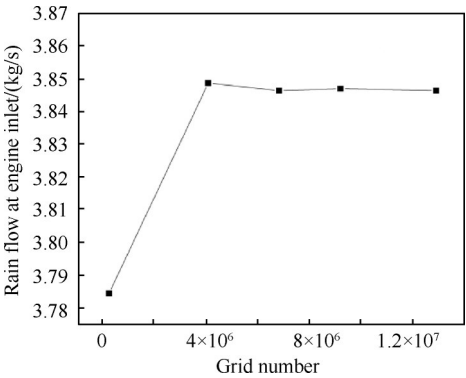


Fig. 4 Verification of grid independence for rain swallowing simulation

从图 4 中可以看出,当网格数为 26 万时,由于网格数量过少,计算结果与其他网格数量的计算结果有比较大的差距,相比最大网格数 1291 多万计算所得发动机入口吞雨量相差 1.61%,其他网格数的计算结果比较接近,其中 684 万网格的计算结果与 1291 万网格计算结果相比仅差 0.06%,可以认为此时网格数量增加对于计算结果影响较小。因此综合考虑计算效率和计算精度,选择 700 万左右网格进行后续计算。

3.4 计算工况选择

本文针对 2.3 节提到的三种极端降雨情况,即降雨强度为 200, 709.2, 1872mm/h 的情况进行模拟,对比其发动机入口吞雨量变化。另外在保持降雨强度一定的情况下,模拟飞机在不同的起飞攻角及不同飞行阶段进行计算,探究不同因素对发动机入口吞雨量的影响,具体设置见表 4。

Table 4 Numerical simulation boundary condition

$R/(\text{mm/h})$	$\alpha/(^{\circ})$	Flight phase	
		State	Velocity/(m/s)
200	10	Takeoff	75
709.2	15	Climb	150
1872	20	Cruise	225

4 数值仿真结果与分析

4.1 雨强对发动机入口吞雨量的影响

国军标中发动机吞水试验要求分为地面吞水试验以及高空台吞水试验。针对地面情况选取飞机起飞阶段,在保持起飞速度 75m/s 一定的情况下选取之

前提到的三种不同的极端降雨情况进行计算。由于空气流动速度及雨滴的横向速度相对于飞机起飞速度较小因此忽略不计,即空气和雨滴相对于飞机的横向速度即为起飞速度,雨滴的纵向速度根据雨滴末速度公式计算所得。

由于两个发动机计算结果比较相似,取内侧发动机入口数据进行分析。不同雨强条件下,发动机入口吞入不同直径的雨滴质量流量如图5所示。

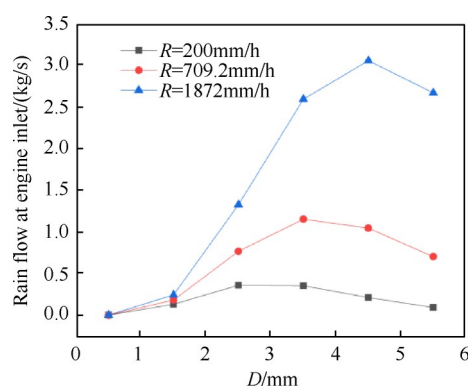


Fig. 5 Mass flow rate of raindrops under different rain intensity conditions

由于计算所选的降雨强度非常大,在极端降雨情况下0.5mm小直径雨滴的体积占有率很低,计算所得的入口质量流量在0.01kg/s数量级,与其他雨相的计算结果相差较大。恒定雨强条件下随着雨滴直径的增大,发动机入口不同雨相的质量流量先增加后减少。以降雨强度1872mm/h为例,直径0.5mm雨滴的质量流量最小仅为0.3g/s,直径4.5mm雨滴的质量流量最大达到2.59kg/s。随着降雨强度的增大,发动机入口吞入雨相的总质量流量也增大,从200~1872mm/h,发动机入口总降雨强度从1.15kg/s增至9.89kg/s。另外图5中折线的峰值随雨强增大右移,即吸入发动机入口质量流量最大的雨相所对应的直径也在不断增大,不同降雨强度所对应质量流量最大的雨相分别为2.5,3.5,4.5mm。对应的入口质量流量分别为0.36kg/s,1.15kg/s,3.05kg/s。不同雨强条件下,发动机入口吸入雨相的总质量流量与入口空气流量之比分别为0.43%,1.43%,3.68%。根据GJB4877航空涡轮发动机吞水试验要求规定:进行地面吞水试验时,喷水量分别为占空气总质量流量的2%,3.5%和5%。除1872mm/h这种非常罕见的极端降雨情况外,其他情况下吞水量均在最低标准2%以下,即使是最极端的降雨情况吞雨量也在最高试验标准以下。由对比结果可见,地面吞水实验要求完全可

以保证极端降雨条件下飞机在地面起飞阶段不会因为发动机吞雨造成性能恶化等风险。

在降雨强度为709.2mm/h时,空气及雨滴的流线图如图6所示。

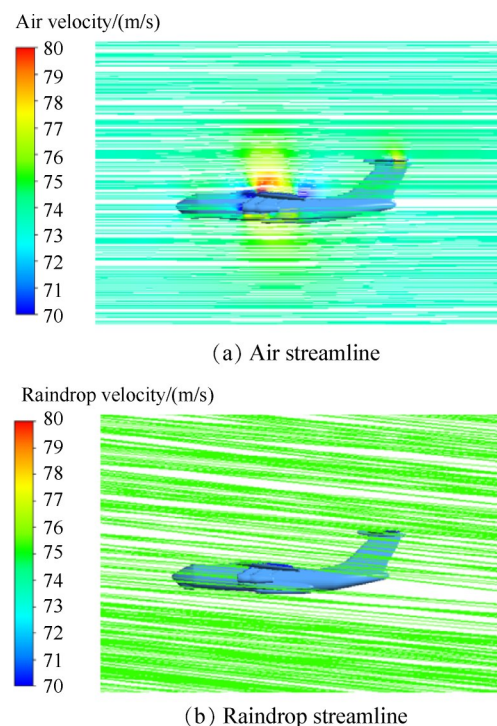


Fig. 6 Streamline diagram of engine center section

4.2 起飞攻角对发动机入口吞雨量的影响

保持降雨强度为709.2mm/h不变,选取 10° , 15° , 20° 三种不同起飞攻角情况进行计算。不同条件下,飞机与空气和雨滴的流线相对方向及速度变化如图7所示。

根据雨滴的流线图可以看出,由于雨滴本身有末速度,在飞机水平情况下相对飞机斜向下运动。由于末速度相对水平速度较小,因此当飞机攻角增至 10° 时,雨滴相对飞机向斜上方运动。飞机与雨滴相对运动的夹角随着攻角的增大而增大,当攻角为 20° 时,雨滴流线和发动机入口所成角度最大。

另外由于雨滴和空气相互作用的原因,雨滴的速度也随着飞机攻角的变化而减小。发动机入口吞入的雨相质量流量随攻角的变化情况如图8所示。

根据对比可以看到,由于雨滴相对飞机的水平速度与雨滴的末速度相比较小,即雨滴进入发动机入口截面的水平分速度较大,攻角的变化造成的吞雨量变化相对入口总吞雨量来说很小,且起飞状态下攻角的变化范围较小,因此不同攻角的条件差异很小导致最后吞雨量变化也很小。尤其是3mm以下

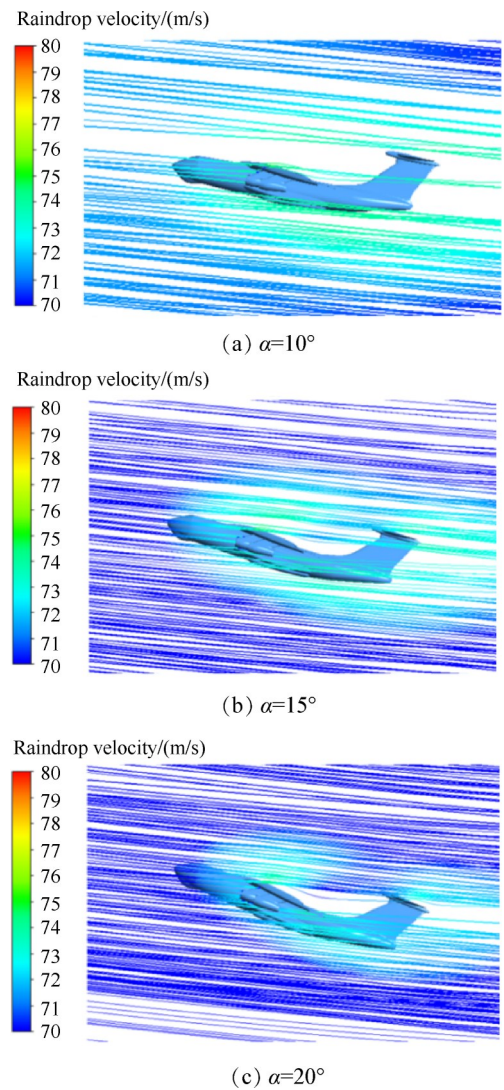


Fig. 7 Raindrop streamline diagram under different angle of attack

的小直径的雨滴质量流量折线几乎重合。相比较来说当攻角为 20° 时,雨滴流线和发动机入口所成角度更大,进入发动机入口雨相的质量流量更小,此时发动机入口的质量流量为 3.82kg/s 。攻角为 10° 时发动机入口吞雨量最高,为 3.85kg/s 。最大值与最小值相差仅为 0.03kg/s ,总吞雨量与空气流量之比的最大值和最小值相比变化仅为 0.46% ,可以认为攻角变化并不是发动机入口吞雨量的主要影响因素,不同攻角条件下吞雨量变化非常微小。再加上在飞机起飞过程中,飞机的飞行速度相较于其他阶段飞行速度并不高,发动机入口吞雨量与空气流量之比远低于 5% ,相对于其他条件攻角变化所导致的发动机入口吞雨量变化可以忽略不计。

4.3 不同飞行阶段对发动机入口吞雨量的影响

除了地面吞水试验外,还有针对高空试验台的

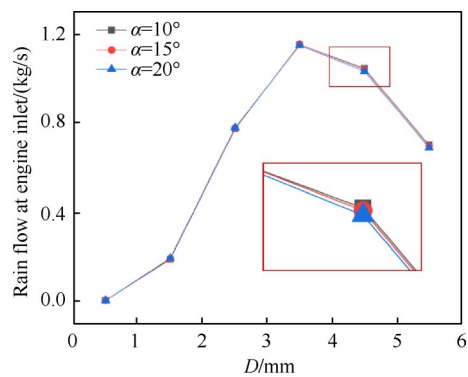


Fig. 8 Mass flow rate of raindrops under different angle of attack conditions

吞水试验。为了探究飞机在不同飞行高度发动机入口吞水量变化,本文选取了起飞、爬升、巡航三种不同飞行阶段进行模拟,其对应速度分别为 $75,150,225\text{m/s}$ 。降雨强度选择 709.2mm/h 不变,改变飞行的速度、高度及对应的大气属性进行计算,计算结果如图9所示。

由图9可知,由于飞行高度的增加,降雨强度减小,因此虽然飞行速度不断增加,发动机入口总的吞雨量并未随之增大,巡航阶段的发动机入口吞雨量为 6.02kg/s ,低于爬升阶段。此时无论何种飞行工况下,发动机入口吞入质量流量最大雨相均为第四相。不同飞行阶段吞雨量变化较大,爬升阶段发动机入口的吞雨量最大,占发动机入口空气流量的 4.2% ,低于试验标准中的 5% ,可以认为在降雨强度为 709.2mm/h 情况下,无论飞机处于何种飞行阶段均处于安全状态。

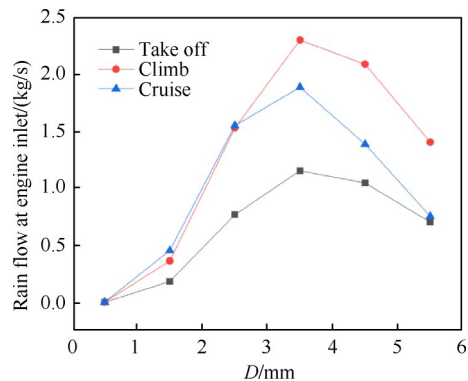


Fig. 9 Mass flow rate of raindrops during different flight stages $R=709.2\text{mm/h}$

为探究航空发动机保持稳定工作的极端降雨条件,进一步计算在降雨强度为 1872mm/h 时飞机在爬升和巡航阶段的入口降雨量,计算结果如表5所示。

根据4.1中计算的起飞工况结果及表5可知,当

Table 5 Rain flow at engine inlet under 1872mm/h (kg/s)

Phase	Climb	Cruise
1	0.0003	0.0002
2	0.4803	0.4038
3	2.6402	2.7065
4	5.1610	4.4333
5	6.0892	4.3828
6	5.3209	3.2088

降雨强度为 1872mm/h 时,爬升阶段发动机入口的吞雨量与空气流量之比达到 6.25%,高于国军标吞水试验条件中的最大值 5%,爬升和巡航阶段吞雨量与空气流量之比过大,发动机入口过量的雨水侵入可能会对发动机正常工作造成影响。

4.4 不同涵道比发动机入口吞雨量的变化

以上数值模拟主要针对涵道比为 1 的发动机进行计算,计算结果对于大涵道比发动机不具有适用性。因此选取装配大涵道比发动机的军用运输机 C-5(发动机涵道比 8),采用同样方法进行进一步验证。计算工况选择不同的降雨强度,对飞机的起飞、爬升、巡航阶段进行模拟。具体的计算结果如图 10 所示。

根据计算结果可知,该大涵道比发动机由于尺寸更大,发动机入口的总吞雨量远高于以上计算的小涵道比发动机,以 709.2mm/h 的起飞阶段为例,此时发动机入口吞雨量为 9.56kg/s,相比小涵道比发动机的 3.85kg/s 提高了 5.71kg/s。但同时入口空气流量也很大,因此在降雨强度低于 709.2mm/h 的情况下发动机入口吞雨量与空气流量之比始终低于 3%,低于试验条件最大值 5%,可以认为此时大涵道比发动机入口吞雨并不会对正常工作造成影响。

对于降雨强度达到 1872mm/h 的情况,起飞阶段发动机入口吞雨量与空气流量之比仅为 3.6%,也并未超出试验条件范围。由于此时降雨强度较大,因此在起飞和爬升阶段发动机入口质量流量最大的雨相为第五相。但随着飞行高度的增加,降雨强度的变化也很大,因此在巡航阶段,由于降雨强度的减小,此时发动机入口质量流量最大的雨相变为第四相。由于飞行速度变化及不同飞行高度下降雨强度的综合影响,发动机入口吞雨量最大的情况仍发生在爬升阶段,此时发动机入口的吞雨量与入口空气流量之比高达 8.4%,巡航阶段发动机入口吞雨量达到 5.7%,因此对于大涵道比发动机在 1872mm/h 降雨强度下,在爬升和巡航阶段均出现了入口吞雨量高于 5% 的情况。在此种特殊极端降雨情况下,无论发

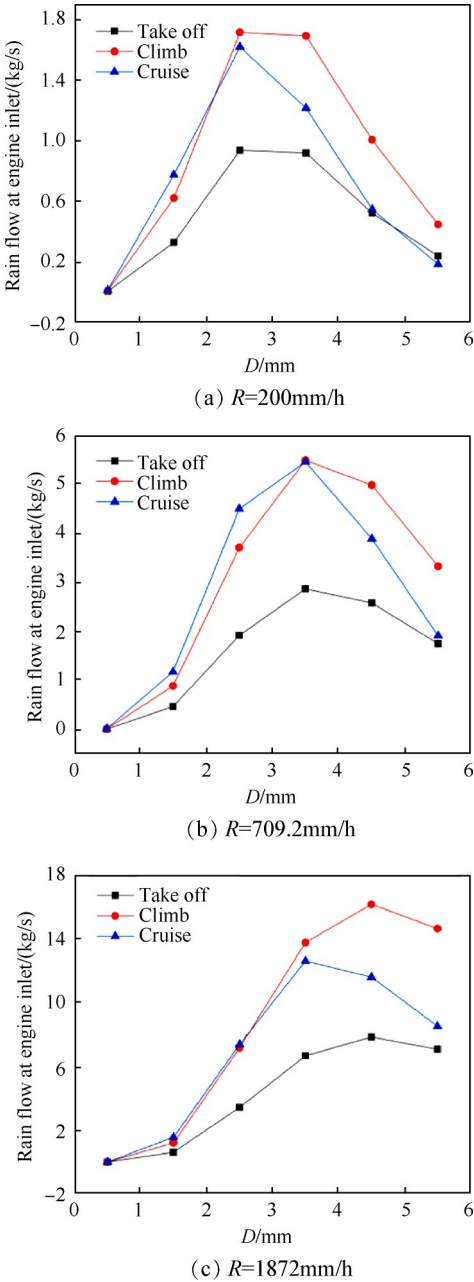


Fig. 10 Mass flow rate of raindrops during different flight stages under different rainfall intensities

动机涵道比大小,均存在入口吞雨量过高的情况,不能保障飞机的飞行安全。

5 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1) 本文利用计算流体力学软件 Fluent 对发动机入口吞雨量进行计算,得到了飞机在起飞状态下不同降雨条件下发动机入口吸入不同雨相质量流量的变化规律,计算结果表明降雨强度越大,吞雨量也随之增大。

(2) 在起飞状态下,发动机入口吞雨量随着发动

机与雨滴的相对运动夹角的增大而减小,但总体而言攻角的变化对于发动机入口吞雨量的影响较小,总吞雨量的变化在0.5%以下,可以认为攻角变化对于发动机吞雨的影响并不明显。

(3)不同的飞行状态下,飞行高度增加、飞行速度增大,会导致发动机入口的吞雨量不断增大。当降雨强度低于709.2mm/h时,发动机入口吞雨量始终在空气流量的3.68%以下,符合飞机安全飞行的规定范围,但当降雨强度为1872mm/h时,在飞机爬升阶段入口吞雨量超过了航空发动机吞水试验要求中所规定的吞雨试验最大值5%的条件。

(4)大小涵道比发动机在降雨强度1872mm/h的条件下除起飞阶段外都出现了发动机入口吞雨量高于5%的情况。因此该降雨强度过大,发动机入口吞雨过多,很可能对发动机的正常运行造成影响,导致不可恢复的损伤。但根据MIL-STD-210C中的描述,该降雨强度远大于其他记载的极端降雨情况,几乎为其他极端降雨强度记录的两倍,该记录的真实性不能被完全确认。出于其他极端降雨情况雨强大小及此种降雨强度出现概率的考虑,可以认为航空发动机吞水试验测试入口条件的最高值5%设置合理。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] 王春晓,邓 潇.民用大涵道比涡扇发动机吸雨能力评估的方法研究[J].民用飞机设计与研究,2013(S2):1-3.
- [2] GJB 4877-2003,航空涡轮发动机吞水试验要求[S].
- [3] 马宇晨.涡扇发动机吞雨对压气机的影响研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2018.
- [4] 杨 璐,郑 群,张 海,等.轴流压气机吞水后的性能变化研究[J].推进技术,2017,38(7):1499-1506.(YANG Lu, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Study on Performance Changes of Axial Flow Compressor after Water Ingestion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1499-1506.)
- [5] 夏国正,陆禹铭,夏全忠,等.轴流压气机吸雨特性的数值研究[J].风机技术,2020,62(4):1-10.
- [6] Nikolaidis T. Water Ingestion Effects on Gas Turbine Engine Performance[D]. Bedfordshire: Cranfield University, 2008.
- [7] Roumeliotis I, Alexiou A, Aretakis N, et al. Development and Integration of Rain Ingestion Effects in Engine Performance Simulations[C]. Düsseldorf: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, 2014.
- [8] Huang S H, Li Q S. Numerical Simulations of Wind-Driven Rain on Building Envelopes Based on Eulerian Multiphase Model[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2010, 98(12): 843-57.
- [9] 孙学金,孙海洋,江志东.不同大气条件雨滴下落速度的数值仿真[J].计算机仿真,2011,28(12):402-406.
- [10] Marshall J S, Palmer W. The Distribution of Raindrops with Size [J]. Journal of Meteorology, 1948, 5(4): 165-166.
- [11] 郑娇恒,陈宝君.雨滴谱分布函数的选择:M-P和Gamma分布的对比研究[J].气象科学,2007(1):17-25.
- [12] Wolf D. On the Laws-Parsons Distribution of Raindrop Sizes[J]. Radio Science, 2001, 36(4): 639-642.
- [13] 盛裴轩.大气物理学[M].北京:北京大学出版社,2013.
- [14] 吴小平.低层房屋风雨作用效应的数值研究[D].杭州:浙江大学,2008.
- [15] MIL-STD-210C,美国军用标准:确定军用系统设备设计和试验要求的气候资料[S].
- [16] Laws J O, Parsons D A. The Relation of Raindrop-Size to Intensity [J]. Eos, Transactions American Geophysical Union, 1943, 24(2): 248-262.
- [17] Gunn R, Kinzer G D. The Terminal Velocity of Fall for Water Droplets in Stagnant Air[J]. Journal of Atmospheric Sciences, 1949, 6(4): 243-248.
- [18] 姜百盈.伊尔-76飞机简介及结构系统分析[J].航空科学技术,2006(2):6-10.
- [19] 沈锡钢,齐晓雪,郝 勇.大涵道比涡扇发动机发展研究[J].航空发动机,2013,39(6):1-5.
- [20] Fluent User's Guide[M]. Pennsylvania: Ansys Inc, 2019.

(编辑:朱立影)