

Установлено, что подогрев топлива возможен до температуры корпуса в зоне щелевого фильтра, равной $\sim 170^\circ\text{C}$. Дальнейшее повышение, температуры приводит к прекращению качественного распыла. При снижении температуры корпуса на $5-7^\circ\text{C}$ работоспособность форсунки полностью восстанавливалась. Во всем диапазоне изменения температур ($+50 \dots +170^\circ\text{C}$) отсечка топлива была резкой и соответствовала нормам. При достижении температур $t_{\text{ф}} = 140^\circ\text{C}$ в распыливаемом топливе наблюдалось появление паровой (мелкодисперсной) фазы. С увеличением температуры подогрева однородность факела улучшалась, возрастал угол его раскрытия.

Одновременно с ростом температуры топлива, увеличивались утечки топлива через зазоры в сопрягаемых прецизионных деталях. Причиной прекращения нормальной работоспособности форсунок при достижении температуры корпуса $t_{\text{вп}} = 170^\circ\text{C}$ являлось зависание иглы распылителя. В таблице 1 представлены усредненные данные испытаний при подогреве топлива непосредственно в форсунке.

Таблица 1 – Усредненные данные испытаний при подогреве топлива непосредственно в форсунке

Температура топлива, $^\circ\text{C}$	Производительность форсунки, см^3	Обратный слив, см^3	Подача насосом, см^3	Давление впрыска, МПа	Характеристика факела
48	27,89	0,61	28,5	21,5	Распыл согласно техническим условиям
58	27,68	0,82	28,5	21,5	
67	27,35	1,15	28,5	21,0	
96	25,84	2,66	28,5	20,0	
125	24,16	4,34	28,5	19,5	
146	23,05	5,45	28,5	19,0	Мелкодисперсная фракция
154	22,42	6,08	28,5	18,5	
163	21,63	6,87	28,5	18,0	
172	27,13	1,37	28,5	–	Струйная подача

Изменение условий подвода тепла к топливу, а именно подогрев в нагнетательном трубопроводе, оказало положительное влияние на характеристики работы форсунки. В указанном диапазоне температур величина обратного слива уменьшилась в среднем на 35 %. Установлена возможность повышения температуры подаваемого в форсунку топлива до 320°C . Дальнейшее (свыше 340°C) увеличение уровня подогрева в трубопроводе приводит к зависанию иглы распылителя и струйной подаче. Работоспособность форсунки полностью восстанавливается после снижения величины подогрева на 2–3 %.

Таким образом, экспериментальное исследование работоспособности штатной топливной аппаратуры дизелей показывает:

- топливовпрыскивающая аппаратура устойчиво работает при температурах подогрева непосредственно в форсунке до 170°C и в нагнетательном трубопроводе до 320°C ;
- увеличилась ширина топливного факела и уменьшилась его дальность;
- уменьшились средние размеры капель топлива с $44,5 \text{ мкм}$ при $t = 35^\circ\text{C}$ до $22,6 \text{ мкм}$ при $t = 170^\circ\text{C}$;
- давление впрыска снизилось с $21,5 \text{ МПа}$ при $t = 48^\circ\text{C}$ до $18,2 \text{ МПа}$ при $t = 172^\circ\text{C}$;
- от 19 до 43 % уменьшился период задержки воспламенения;
- в среднем на 30 % увеличилось цетановое число топлива;
- значительно снизилась вязкость топлива;
- функционирование форсунки прекратилось при температуре топлива $t = 320 \dots 340^\circ\text{C}$.

УДК 625.717.2

ЗАВИСИМОСТЬ ДЛИНЫ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ АЭРОДРОМА ОТ СКОРОСТИ САМОЛЕТА В МОМЕНТ ОТКАЗА ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ

В. А. ВЕРБИЛО, Е. А. ТЕМНИКОВ

Белорусский государственный университет транспорта, г. Гомель

Известно, что современным пассажирским реактивным самолетам разрешено продолжать взлет при одном отказавшем двигателе. Решение о том, продолжать взлет или прервать его, должен принять только пилот, на что ему отводится всего 3 секунды. Правильность принятия решения зависит от

взлетной массы самолета, атмосферных условий в районе расположения аэродрома, качественных характеристик взлетно-посадочной полосы (ВПП) и от соотношения дистанции ($l'_{разб}$ на рисунке 1), пройденной самолетом от момента старта ($v = 0$) до момента отказа одного из двигателей ($v_{отк}$), и дистанции, оставшейся для безопасного завершения взлета ($l''_{разб} + l_{H=10}$) или безопасного погашения скорости и остановки самолета без выкатывания за пределы взлетно-посадочной полосы.

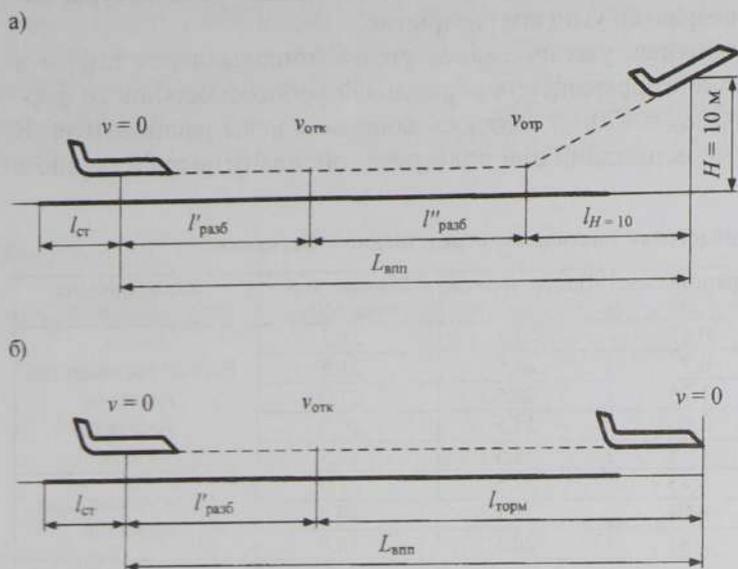


Рисунок 1 – Схема продолженного (а) и прерванного (б) взлета

наоборот, дистанция продолженного взлета будет меньше.

В случае прерывания взлета (кривая 2), чем на большей скорости произойдет отказ двигателя, тем больший путь потребуется пройти самолету до полной остановки, т. е. с увеличением скорости в момент отказа дистанция прерванного взлета возрастает. Из этого следует, что длина дистанции продолженного взлета в конечном итоге зависит от того, какое значение скорости отказа будет принято в качестве расчетного, т. е. как соотносятся скорость самолета в момент отказа двигателя ($v_{отк}$) и скорость, при которой пилот примет решение ($v_{пр}$). Очевидно, если двигатель отказал после достижения скорости принятия решения ($v_{отк} > v_{пр}$), то пилот должен продолжить взлет, так как скорости будет достаточно для завершения взлета на оставшемся участке взлетной дистанции, но из-за большой скорости будет трудно на этом участке остановить самолет. В случае отказа двигателя при скорости меньше, чем скорость принятия решения ($v_{отк} < v_{пр}$), правильным будет прекратить взлет, так как из-за меньшей скорости для успешного завершения взлета потребовалось бы значительно увеличить длину разбега и взлетную дистанцию. В то же время, приняв немедленно соответствующие меры, пилоту нетрудно будет остановиться на оставшемся участке дистанции прерванного взлета.

Таким образом, намеченную на графике точку пересечения кривых С можно считать точкой, определяющей стабилизированную длину потребной для самолета взлетной дистанции, когда дистанции продолженного и прерванного взлета равны между собой.

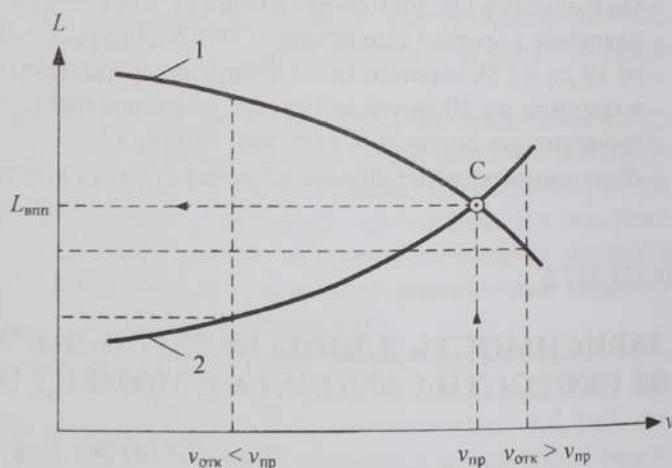


Рисунок 2 – Зависимость располагаемых взлетных дистанций от скорости, соответствующей отказу двигателя