Авторы:
Калачев Е.Н., главный специалист, кандидат технических наук
Коваленко Е.Н., заместитель главного конструктора – начальник департамента

О размещении двигателей пассажирских самолетов и их защищенности от попадания посторонних предметов

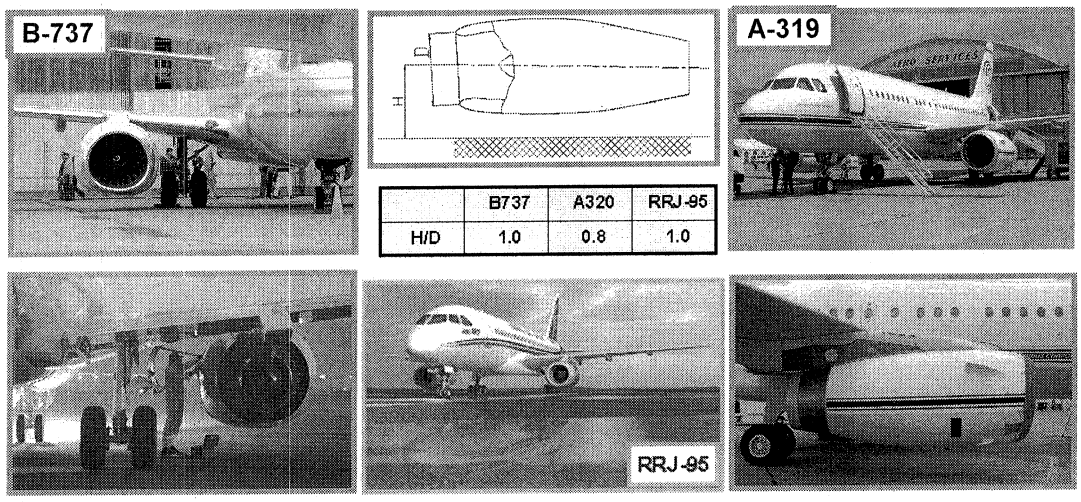
Во всем мире успешно эксплуатируются самолеты как с низким расположением двигателей, так и с двигателями в хвостовой части фюзеляжа. Причем первых на магистральных и региональных авиалиниях становится все больше и больше. Но дискуссия о преимуществах той или другой схемы, основанная, как правило, на умозрительных доводах, достигает, порой, высокого эмоционального накала.

В настоящей статье мы изложим аргументы, которыми руководствовались в ЗАО "Гражданские самолеты Сухого" (ГСС) при выборе компоновочной схемы для семейства региональных пассажирских самолетов RRJ.

Чем хорош низкоплан

Достоинства схемы низкоплана в сравнении с высокопланом:

1) Омываемая поверхность у низкоплана меньше, что приводит к уменьшению сопротивления самолета и веса его конструкции;
2) Низкоплан позволяет обеспечить потребную ширину колеи основных опор из расчета защиты от бокового опрокидывания. Устойчивость к боковому опрокидыванию у высокоплана существенно ниже и явно недостаточна, что накладывает ограничения на эксплуатацию при боковом ветре.
3) У низкоплана уровень шума в пассажирском салоне ниже, чем у высокоплана.
4) В случае аварийного приводнения (обязательно рассматривается при полетах над водной поверхностью) низкоплан располагает бóльшими возможностями для эвакуации пассажиров, чем высокоплан.
5) В случае нелокализованного разлета осколков роторов основного двигателя (обязательно рассматривается при сертификации) низкоплан эффективнее защищает (крылом) пассажиров и бортовые системы от мелких осколков. Это повышает вероятность выживания в подобной ситуации.



	B737	A320	RRJ-95
H/D	1.0	0.8	1.0

Рис. 1.

6) Низкое расположение двигателя (рис.1) облегчает его обслуживание, и особенно, боковой коробки приводов самолетных агрегатов (компоновка двигателя SaM 146). Для высокоплана же могут потребоваться стремянки.

Перечисленные особенности низкоплана и определяют растущее численное превосходство пассажирских самолетов, выполненных по такой схеме.

Одна из серьезнейших проблем, стоящая перед проектировщиками самолетов, – это оценка степени защищенности двигателя от повреждения посторонними предметами (ПП), которые могут засасываться с поверхности аэродрома при рулении авиалайнера или при наземном опробовании двигателя.

Авиационные правила не устанавливают каких-либо количественных критериев уровня опасности повреждения двигателя при засасывании посторонних предметов через воздухозаборник (ВЗ): «Каналы воздухозаборников следует размещать … таким образом, чтобы свести к минимуму засасывание посторонних предметов при взлете, посадке и рулении» (Авиационные правила, часть 25, параграф 25.109 (d)(2)).

В ЗАО ГСС на этапе Эскизного проекта оценка защищенности двигателя от попадания посторонних предметов (ППП) производилась на основании:

1) Анализа имеющихся статистических данных
2) Расчетного анализа особенностей течения воздуха вблизи воздухозаборника и оценки возможных траекторий твердых частиц, подбрасываемых с поверхности аэродрома (совместно со специалистами ЦАГИ и ЦИАМ выполнен комплекс расчетных оценок условий вихреобразования и ППП).
3) Результатов испытания модели воздухозаборника на специальном стенде ЦАГИ.
4) Анализа конструктивных особенностей двигателя SaM 146, который будет устанавливаться на самолетах RRJ.

О чем говорит статистика

Статистические данные некоторых российских авиакомпаний о повреждениях двигателей из-за ППП, обобщенные авторами по типам самолетов и по налету на один случай ППП (рис. 2), свидетельствуют о том, что частота ППП в двигатели, размещенные на малой высоте под крылом, не превышает подобного показателя для самолетов с большей высотой расположения двигателей и для самолетов с хвостовым расположением двигателей.

Необходимо отметить значительное общее превосходство по наработке на один случай ППП у самолетов Boeing и Airbus с низким расположением двигателей. Не зафиксировано ни одного случая досрочного съема двигателя (ДСД) для самолетов Boeing и Airbus с низким

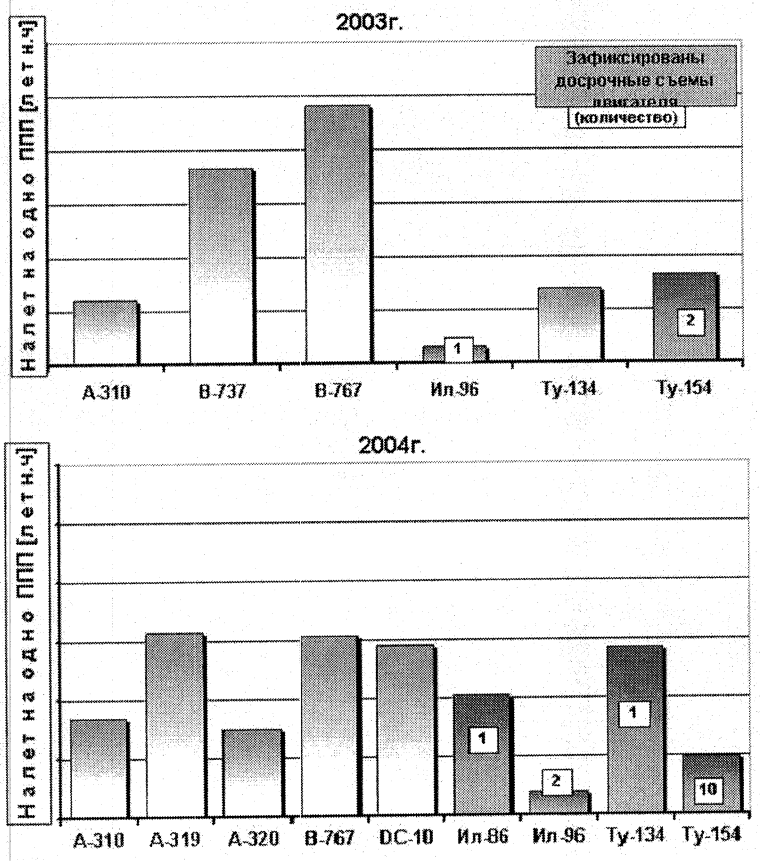


Рис. 2.

расположением двигателей, в чем, в частности, проявляются достоинства конструктивных особенностей двигателей, применяемых на этих самолетах. Двигатели оснащены вентиляторами, которые имеют широкохордные лопатки с саблевидной передней кромкой. Для подобных вентиляторов характерны

- **низкая окружная скорость**, что в сочетании с
- **формой передней кромки**, обеспечивает
- **низкую скорость встречи** с посторонними предметами и
- **меньший относительный** (относительно размера хорды) **размер повреждений,** чем для узкохордных лопаток вентилятора;
- **профилировка кока**, обеспечивающая такое отражение ПП, при котором б`ольшая их часть направляется во внешний контур, для которого такие частицы практически не представляют опасности.

Все это в совокупности делает двигатели с такими вентиляторами менее уязвимыми с точки зрения влияния повреждений на его характеристики. Одновременно упрощается процедура устранения повреждений, в том числе заменой отдельных лопаток вентилятора без съема двигателя из-под крыла.

Следует отметить также, что для двигателей с подкрыльевым расположением частицы, вылетающие из-под колес шасси и поднимаемые с ВПП при включенном реверсе тяги, создают меньшую опасность повреждения, чем для двигателей с хвостовым расположением.

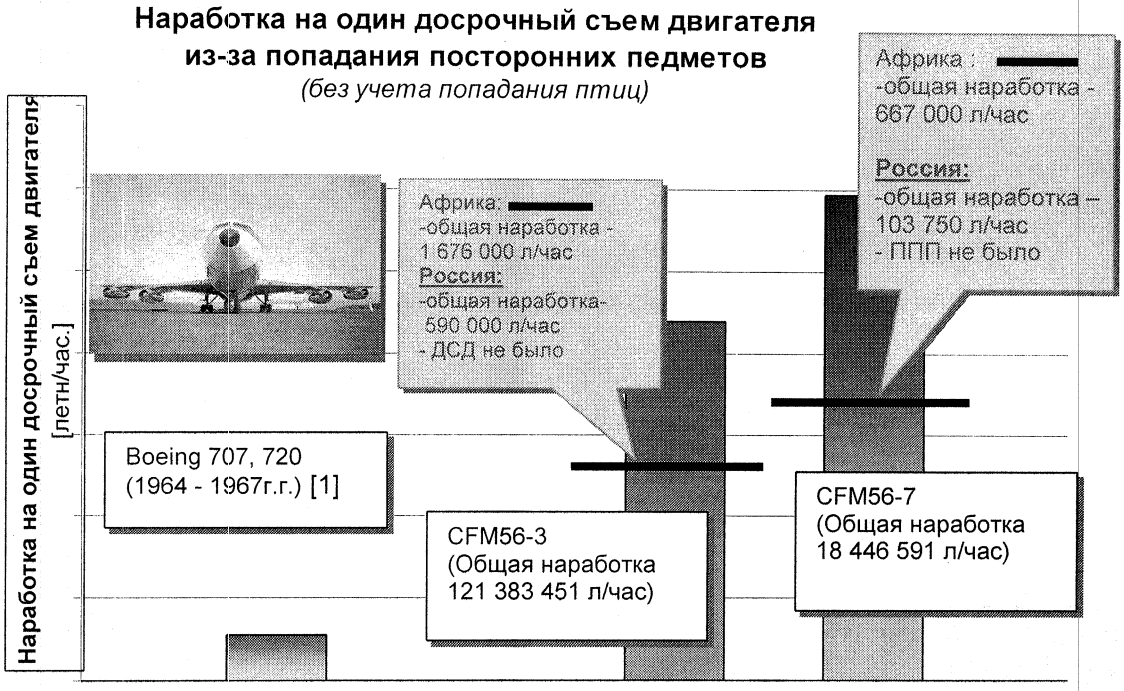


Рис. 3.

На рис.3 приводятся данные из опыта эксплуатации самолетов Boeing 707, 720 с подкрыльевым расположением двигателей [1]. Частота ППП для двигателей № 1 и 4 почти на треть выше, чем для двигателей № 2 и 3, хотя последние расположены существенно ближе к поверхности ВПП. Более того, практика самолета Boeing 727, двигатели которого размещены у хвостовой части фюзеляжа, показала, что такое расположение двигателей не дает никаких преимуществ по защищенности от ППП [1].

На диаграмме (рис. 3) приводятся также данные компании Snecma по двигателям CFM 56-3 и -56-7, установленным на различных модификациях самолета Boeing 737. Особо следует отметить показатели, относящиеся отдельно к Африке и России, а также тот факт, что при значительной общей наработке двигателей, эксплуатируемых в России, не было ни одного досрочного съема двигателей. Причем по двигателям CFM 56-7 при общей наработке 100 000 л/час не зафиксировано ни одного (!) случая ППП.

Результаты расчетного анализа

В ЗАО ГСС проведен комплекс расчетных работ по проблематике, связанной с ППП. Цели расчетов:

- Анализ условий вихреобразования и особенностей течения в приземном слое и на входе в ВЗ в статических условиях и при движении самолета по ВПП. Оценка максимальной скорости воздушного потока в приземном слое под мотогондолой (поскольку известно, что эта скорость определяет условия вихреобразования перед входом в ВЗ);
- Оценка траекторий посторонних частиц в канале ВЗ и их распределения по контурам двигателя при различных режимах работы двигателя;

- То же при наличии ветра различной скорости и направленности;
- Демонстрация роли кока как сепаратора частиц;
- Анализ особенностей вихреобразования перед ВЗ в процессе запуска двигателя.

Необходимо отметить, что расчет траекторий проводился для осредненных по форме, материалам и размерам ПП с параметрами: диаметр $D_{пп}$ =0,010м, плотность γ=2500кг/м^3. Осредненные параметры были выбраны исходя из имеющихся данных о частоте проявления на поверхности аэродрома ПП, различающихся по форме, размерам и материалам (плотности).

На рис.4 приводится пример полученного расчетом веера траекторий, по которым могут двигаться ПП, подброшенные вихрем и подхваченные затем потоком воздуха, втекающего в ВЗ. ПП, соударяясь с поверхностью кока, отражается и направляется, преимущественно, во внешний контур. В примере, представленном на рисунке, из 180 частиц, траектории которых рассмотрены, во внутренний контур двигателя попадают две частицы, что соответствует значению коэффициента захвата Кз =0,011 (коэффициент захвата = отношению количества частиц, попавших во внутренний контур двигателя, к общему количеству частиц, разлет которых рассматривается). Рассмотренный веер возможного разлета частиц соответствует наблюдаемой на практике конфигурации вихревого потока, поднимающегося с поверхности ВПП к ВЗ. На том же рисунке приводится полученная в расчете зависимость Кз = f (Gв) показывающая, что защищенность двигателя, определяемая величиной коэффициента Кз, в большой степени зависит от режима работы двигателя и имеет максимум при некотором промежуточном значении расхода воздуха Gв, протекающего через ВЗ, что важно знать при выборе безопасных режимов руления самолета.

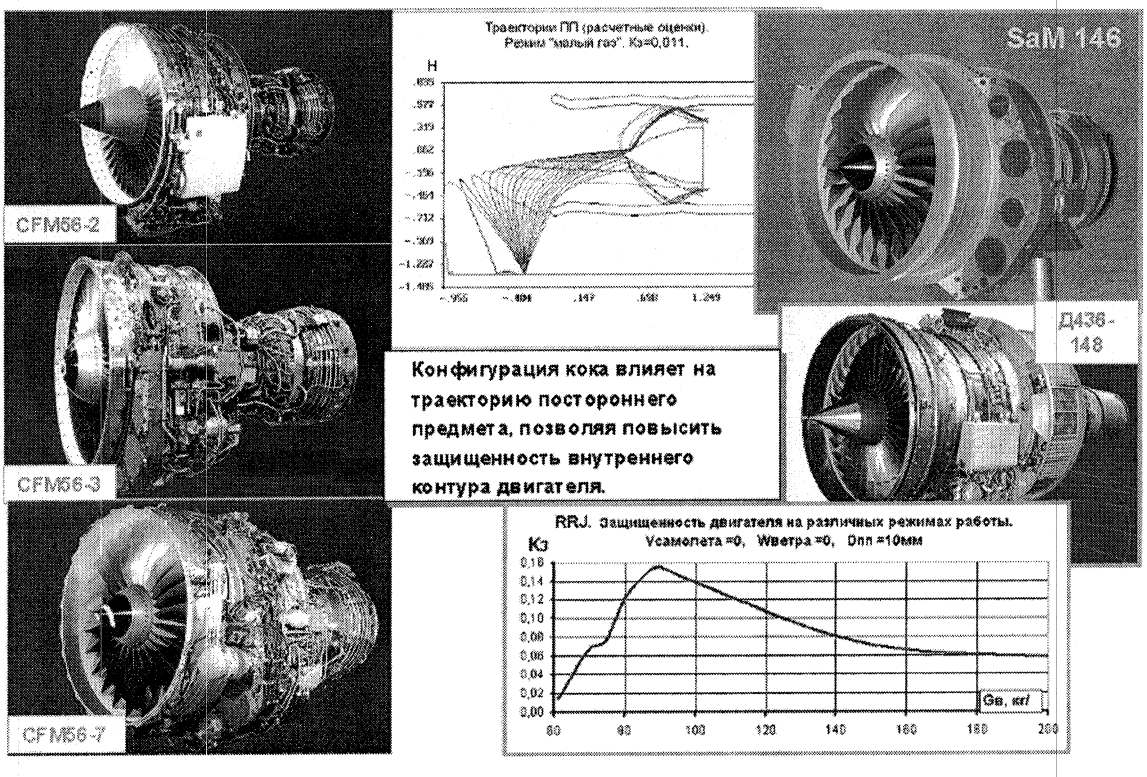


Рис. 4.

На рис.4 представлены конфигурации коков различных двигателей [2,3]. Обводы кока двигателя SaM 146 соответствуют новейшим разработкам компании Snecma, обеспечивая отражение частиц в направлении внешнего контура. Вентилятор оснащен широкохордными лопатками с саблевидной передней кромкой, что способствует, как отмечено выше, повышению их стойкости при столкновении с ПП.

Известно, что при достижении самолетом скорости движения по ВПП, соответствующей скорости сдува вихря, опасность засасывания ПП полностью исчезает. Поэтому была проведена расчетная оценка условий руления самолета RRJ (с учетом наличия ветра), при которых снижается риск ППП.

Результаты этой оценки приведены на рис.5: при рулении на режиме малого газа со скоростью 20…25 км/час и полном безветрии заброс ПП (Dпп =0,010м) исключен. Для самолета Boeing 737 минимальная скорость руления ограничена величиной 20 миль/ч (32 км/ч), что вполне согласуется с результатами расчетной оценки. На том же рисунке представлены полученные расчетным путем картины течения в приземном слое и на входе в ВЗ при различных скоростях движения самолета. Эти результаты позволяют сделать следующие выводы.

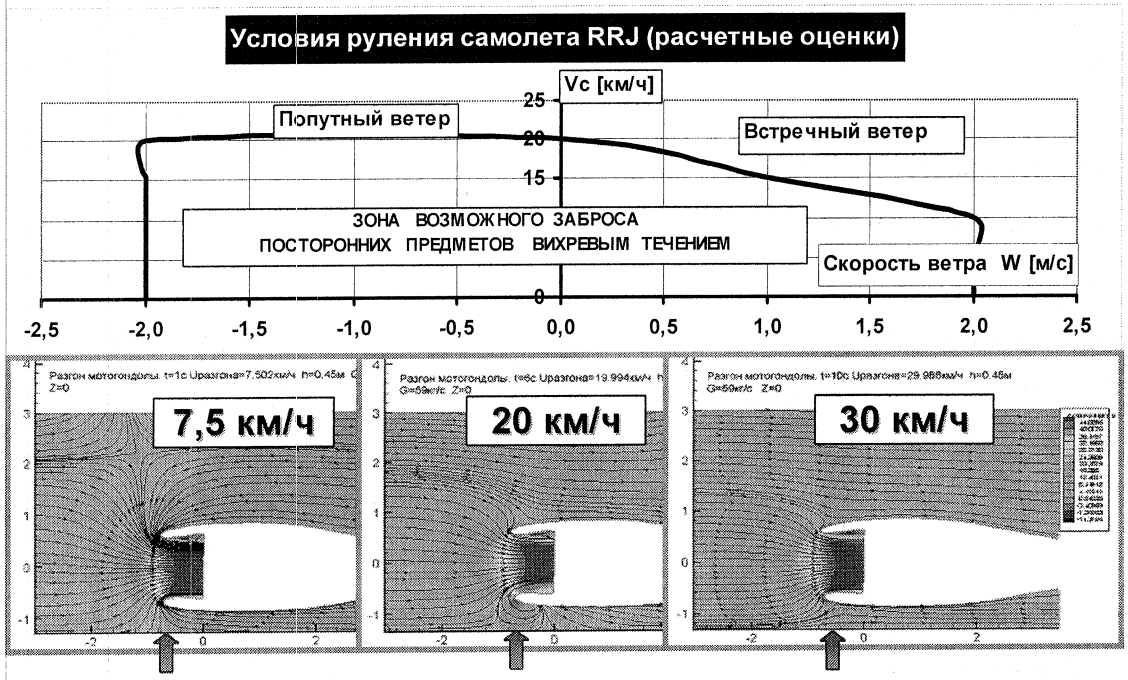


Рис. 5.

- При нулевых и малых (менее 10 км/ч) скоростях внешнего потока в условиях симметричного обтекания мотогондолы между поверхностью ВПП и мотогондолой формируется некая "поверхность" (в математическом смысле слова), разделяющая два потока, движущиеся навстречу друг другу. На линии тока, соответствующей этой поверхности, продольная компонента скорости равна нулю и есть только вертикальная компонента. Эти

сталкивающиеся потоки способны подхватывать посторонние предметы с поверхности ВПП и забрасывать их в ВЗ. Вихрь при симметричном течении не возникает.

- При увеличении скорости самолета до V≥ 30 км/ч течение под мотогондолой приобретает однонаправленный характер с малой вероятностью ППП.
- Наличие несимметрии в обтекании мотогондолы и ВЗ, которое может быть вызвано, например, боковым ветром, приводит к возникновению вихря. Получены распределения газодинамических параметров перед ВЗ и вокруг мотогондолы. Расчетом выявлено наличие вихревого течения перед ВЗ, причем зона расположения вихря примерно соответствует зоне формирования упомянутой линии тока с нулевой продольной скоростью случая симметричного течения.
- Имитация запуска двигателя в условиях несимметричного внешнего обтекания (нестационарная задача) позволила выявить возникающие при этом особенности вихреобразования.

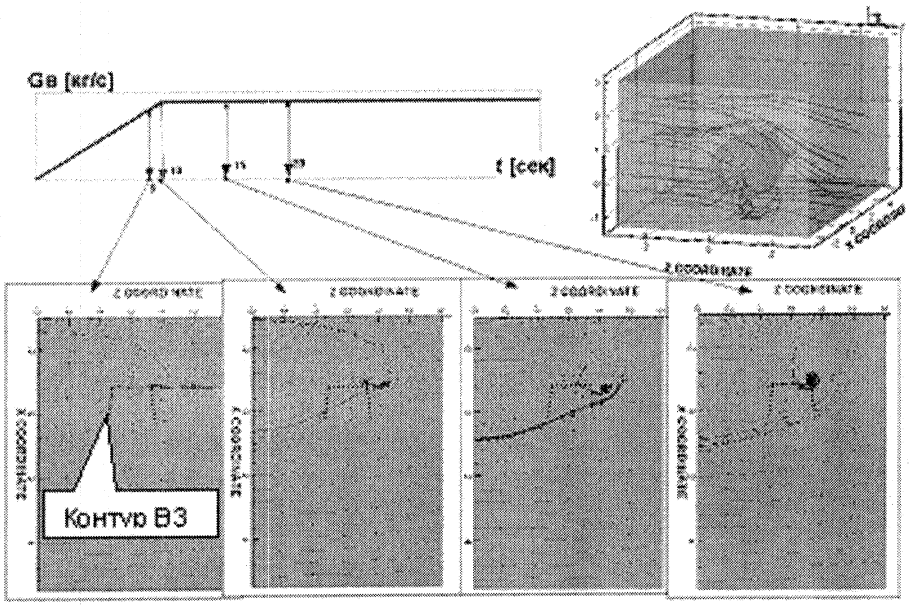


Рис. 6.

На рис.6 показаны полученные в результате расчета линии тока на поверхности ВПП, соответствующие различным моментам процесса выхода двигателя на режим малого газа. Видно, что вихреобразование отстает от процесса нарастания расхода воздуха через ВЗ: в момент выхода двигателя на режим установившегося расхода воздуха (соответствующего малому газу) вихрь на поверхности ВПП еще не сформировался. Этот факт позволяет сделать вывод о целесообразности начала движения самолета сразу же после выхода двигателя на режим малого газа, повышая тягу после достижения скорости 25-30 км/ч, что может затруднить формирование вихря и благодаря этому понизить опасность ППП. Такой подход соответствует идеологии нашедшей широкое распространение во всем мире методике роллинг-старта – разбегу на взлете с додачей оборотов двигателя в процессе движения.

Результаты экспериментального исследования на стенде ЦАГИ.

Цели исследования:

1. Определение условий вихреобразования перед ВЗ самолета RRJ в статических условиях, при градиентном боковом ветре, при имитации различных режимов работы двигателя, при имитации движения самолета.
2. Выявление траекторий частиц, в частности, зоны их соударения с конической поверхностью кока двигателя;
3. Верификация результатов расчетных оценок.

В обеспечение этого исследования силами ЗАО "Гражданские самолеты Сухого" была спроектирована и изготовлена модель ВЗ, схема и фотография которой представлены на рис. 7. Модель, выполненная в масштабе 1: 6, предназначена для испытаний на специальном стенде ЦАГИ и содержит следующие элементы: мотогондолу с воздухозаборником ; кок двигателя; обечайку, имитирующую разделение внешнего и внутреннего контура двигателя; задерживающие песок сетки на выходе из внутреннего и внешнего контура; пескосборник в каждом контуре; приемники статического давления на входе в соответствующие контуры. Модель крепилась на посадочное место стенда и сообщалась с его эжекторной системой, обеспечивающей просос воздуха через воздухозаборник. В ходе испытаний изменялся расход воздуха, протекающего через воздухозаборник в соответствии с моделируемым режимом. С помощью специальной вентиляторной установки стенда имитировался внешний поток (ветер) различной скорости, направленности и различной степени неравномерности.

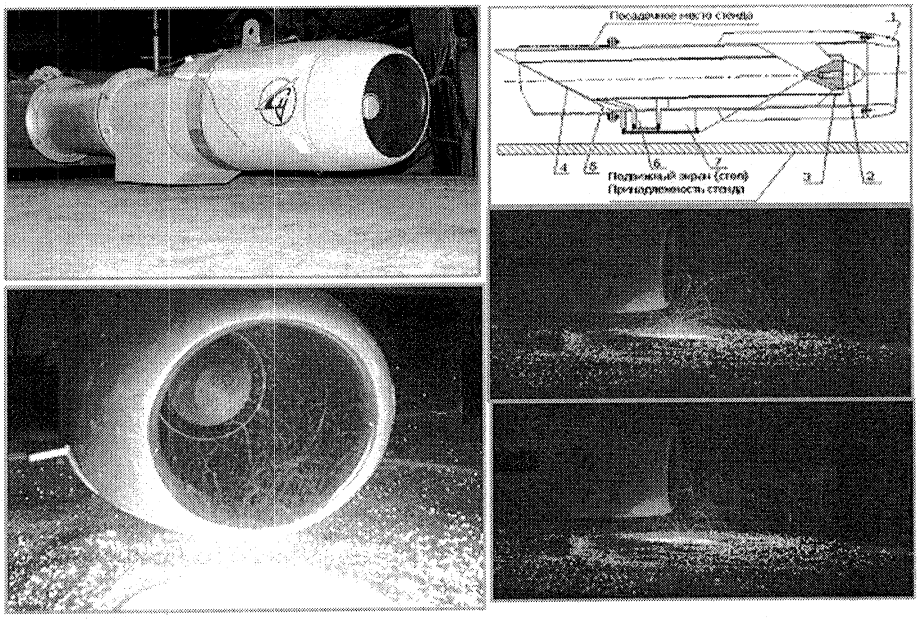


Рис. 7.

По результатам статистического анализа известно, что на поверхности ВПП наиболее часто встречаются частицы размером 10…20 мм. Поэтому для моделирования и визуализации процесса засасывания посторонних предметов с учетом масштаба модели были выбраны частицы промытого речного песка размером 2…3 мм, просеянного на специальных ситах. Песок насыпался ровным слоем перед моделью на поверхности стола, имитирующего ВПП.

Для визуализации траекторий частиц и вихревых потоков помимо видео и фотосъемки на некоторых режимах были применены специально окрашенные частицы. Свечение песчинок на темном фоне обычного песка выглядит контрастным, и хорошо видны траектории их разлета. На рис. 7 приведены кадры видеосъемки. Ярко светящийся круг на поверхности экрана (стола) перед ВЗ – это область, в которой был ровным слоем насыпан окрашенный песок. Остальная область была заполнена обычным песком либо (на периферии экрана) свободна от него.

Обращает на себя внимание обширнейшая зона разброса частиц вихрем и хаотичный характер их разлета в «фонтане» перед ВЗ. Траектории влетевших в ВЗ частиц распределены по широкой области, а не в узком пучке. Видеосъемкой зафиксирован пульсирующий характер "фонтана" песчинок, что можно также заметить, сравнивая два видеокадра, соответствующих одному и тому же режиму. Это связано, по-видимому, с неустойчивостью траектории вихря в пределах создаваемого им кратера. На фото ВЗ (рис.7) внутри канала видны отдельные яркие точки – на стенках канала и на кромке обечайки, разделяющей внешний и внутренний контур. Это места соударения с окрашенными частицами.

Известно, что интенсивность вихря зависит от расхода воздуха, втекающего в ВЗ, хотя, как показал упомянутый выше расчет, эта зависимость немонотонна. Наглядное представление об особенностях вихреобразования дают кадры видеосъемок, проводившихся в ходе исследований. Данные видеосъемок и результаты взвешивания песка, попавшего во внешний и внутренний контур модели, подтвердили этот результат (рис. 8).

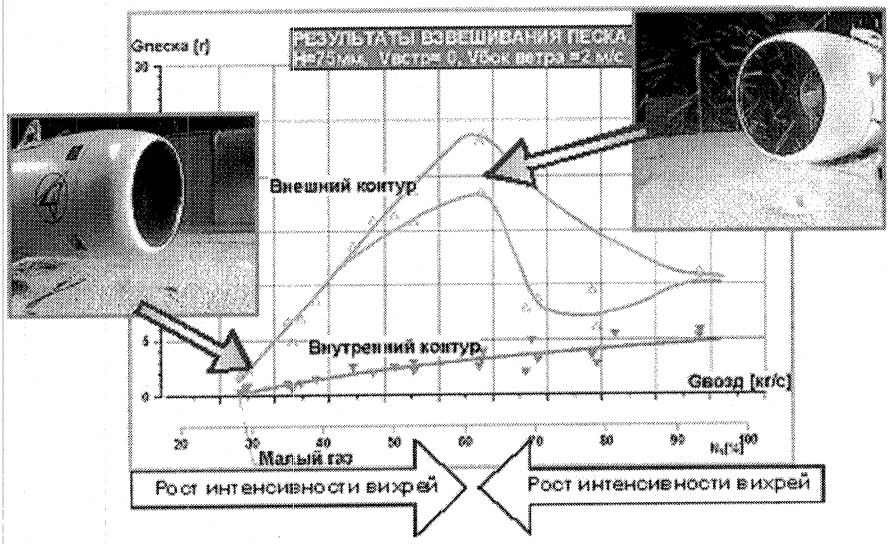


Рис. 8.

На рис. 8 приводятся видеокадры, соответствующие режиму малого газа и режиму максимальной интенсивности вихрей (но не максимального расхода воздуха!), наглядно демонстрируется различие как в интенсивности вихря, так и в размере области его воздействия.

Вихрь, вращаясь вокруг своей оси, одновременно двигается по замкнутой кривой (близкой по форме к окружности), "высасывая" песок из **ограниченной зоны**. При этом часть песка попадает в ВЗ, а значительно бóльшая часть разбрасывается хаотичным образом (что уже отмечено выше). Как только песок в зоне перемещения вихря иссякал, прекращался, естественно,

и его засос, хотя сам вихрь сохранялся. Эта физическая особенность процесса засасывания вихря важна при оценке степени опасности, которую могут представлять посторонние предметы, оказывающиеся на ВПП: вихрь засасывает частицы из зоны (при движении самолета – из полосы), которая по ширине меньше ширины ВЗ.

Сложность траектории вихря и хаотичность разброса частиц наглядно иллюстрируют случайность процесса их засасывания в ВЗ, что подтверждается также разбросом результатов при взвешивании песка, попавшего в контуры модели.

Количество частиц, попавших во внутренний контур в 3-6 раз меньше, чем количество частиц, попавших во внешний контур, что подтверждает – как и результаты упомянутого выше расчета – сепарирующую роль кока.

Кривая, представляющая полученную в экспериментальных исследованиях зависимость количества песка, попавшего в контуры модели, от расхода воздуха через ВЗ носит немонотонный характер. Минимальное количество частиц, попавших в ВЗ и, в частности, во внутренний контур модели соответствует режимам близким к "малому газу", максимум – соответствует некоторому промежуточному режиму. Это также прогнозировалось расчетом.

Рис. 9.

По данным экспериментального исследования был проведен анализ, направленный на поиск области режимов, где обеспечивается наименьшая опасность попадания в ВЗ частиц размером 2 … 3 мм (в масштабе модели). Результат анализа представлен на рис. 9.

Там же нанесены полученные расчетом линии, соответствующие режимам сдува вихря и режимам, при которых возможен подброс частиц указанного размера. Область, где вихреобразование слабо или исключено полностью, ограничена снизу прямой соответствующей режиму "малый газ", и сверху прямой, определяющей скорость встречного потока, при которой вихрь "сдувается". Видно, что на режиме близком к "малому газу" вихрь сдувается при скорости

движения самолета ≈ 25 км/ч (в масштабе натуры). По достижении указанной скорости можно переходить на режим повышенной тяги. Момент перехода на режим взлетной тяги может быть оценен расчетом при знании характеристики приемистости двигателя.

В заключение хотим отметить следующее.

Во всем мире сохраняется угроза повреждения любых двигателей любых самолетов посторонними предметами, остающимися на ВПП. Как сообщала в 2001 году Национальная Аэрокосмическая Корпорация по Предотвращению Повреждений из-за Посторонних Предметов (NAFPI, США), затраты на ремонт двигателей из-за таких повреждений составляют около $4 млрд. в год [5]. В Интернете активно обсуждается эта проблема, регулярно выпускаются обновленные руководства по предотвращению ППП, рассказывается о проводимой интенсивной работе по повышению качества аэродромов, совершенствованию техники очистки ВПП и повышению исполнительской дисциплины как летно-технических служб, так и персонала, обеспечивающего аэродромное обслуживание.

Подводя итог сказанному и принимая во внимание

- огромный объем статистических данных, свидетельствующих об успешной эксплуатации во всем мире гражданских самолетов с низким подкрыльевым расположением двигателей (в том числе и самолетов российских авиакомпаний);
- результаты расчетных и экспериментальных исследований, выполненных совместно специалистами ЦАГИ, ЦИАМ и ЗАО ГСС по проблеме ППП применительно к самолету RRJ и подтверждающих возможность обеспечения режимов руления самолета по ВПП с минимальным риском повреждения двигателя посторонними предметами, которые могут быть засосаны в воздухозаборник;
- оптимизированную по показателям безопасности и по эксплуатационно-техническим требованиям компоновку самолета RRJ;
- новейшие конструктивно-технологические решения, применяемые при создании двигателя SaM146, предназначенного для самолета RRJ, и большой опыт компании Snecma в разработке двигателей для установки под крылом самолетов-низкопланов,

мы можем с уверенностью утверждать, что, несмотря на сохраняющуюся во всем мире опасность нахождения на поверхности ВПП посторонних предметов, угроза повреждения двигателя SaM146 на самолете RRJ сведена к минимуму, как того и требуют Авиационные правила (АП-25).

ЛИТЕРАТУРА

1. Техническая информация, № 4, ОНТИ ЦАГИ, 1968г.
2. Рекламные материалы компании Cfm International.
3. Рекламные материалы ОАО "Мотор Сич".

4. Отчет о научно-исследовательской работе "Исследование на стенде ЦАГИ условий вихреобразования и попадания посторонних предметов в воздухозаборник самолета", ЦАГИ, 2004г.
5. "FOD Wars: New Weapons To Defeat A Familiar Foe" – статья приводится на сайте www.fodnews.com (перепечатка из журнал Aviation Maintenance, February 2001)