



MiG-29 Fulcrum

CFD исследование

Для того, чтобы проверить правильность поведения МиГ-29 в DCS на посадке, в июне и июле 2020 г было проведено CFD исследование с использованием полноразмерной 3D модели самолета. Так как исследовались характеристики самолета во взлетно-посадочной конфигурации (ВПК), модель кроме цельноповоротного горизонтального оперения (ЦПГО) имела отклоняемые носки и закрылки, а также выпущенные шасси.

В каждом расчете (тесте) модель продувалась на заданном угле атаки и рассчитывались C_y , C_x , m_z . Скорость воздуха 245 км/ч, плотность 1.225 кг/м³. Центровка модели для продувок 24% САХ.

Задача исследования заключалась в следующем:

1. Оценить применимость результатов CFD сравнением полученных коэффициентов C_y , C_x с имеющимися в документах.

2. Определить запас устойчивости самолета при переходе в ВПК и требуемые отклонения ЦПГО для балансировки самолета на посадочных углах вне влияния земли (OGE).

3. Определить запас устойчивости самолета в ВПК на высоте выравнивания (0.5 м от колеса до поверхности, IGE) и требуемые балансирующие положения ЦПГО на посадочных углах.

4. Выяснить, что же такое представляет собой в действительности график 8.9 «Отклонение стабилизатора НА ПОСАДКЕ» в «Практической аэродинамике» (ПА).

В связи с тем, что CFD расчеты занимают очень большое время, на первом этапе были произведены продувки модели OGE с большим шагом изменения угла атаки (УА) для нескольких положений ЦПГО, показавшие, что самолет в ВПК вне влияния земли (OGE) имеет положение фокуса (~33% MAC), вычисленное по обычной методике по текущей центровке и запасе устойчивости (~ 9% MAC), практически совпадающее с таковым для полетной конфигурации. В положениях стабилизатора -20 и -35 градусов самолет балансируется, соответственно, на УА 16 и 30 градусов.

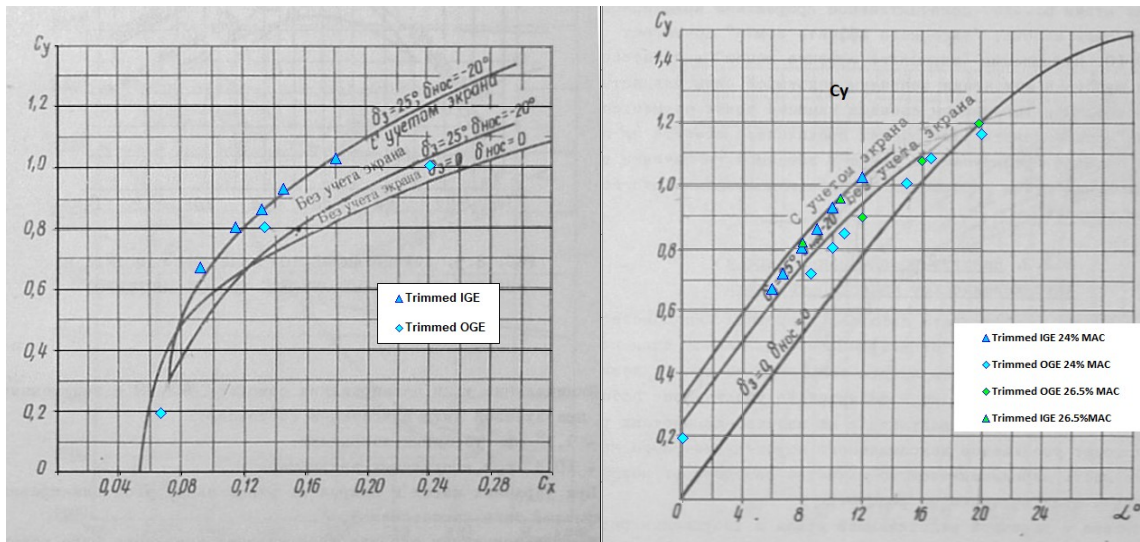
На высоте выравнивания, тем не менее, моментные кривые показывают резкое (в несколько раз) увеличение запаса устойчивости и, как следствие, существенное уменьшение балансирующих УА – при тех же отклонениях стабилизатора они составляют примерно 9 и 13 градусов.

Точки продувочных кривых $C_y(\alpha)$ и $C_x(\alpha)$, где это было возможно, были скорректированы на балансирующие потери и совмещены с графиками из ПА.

Соответствие данных, полученных из CFD и графиков, показало достаточную точность продувок и позволило продолжать расчеты для детализации результатов.

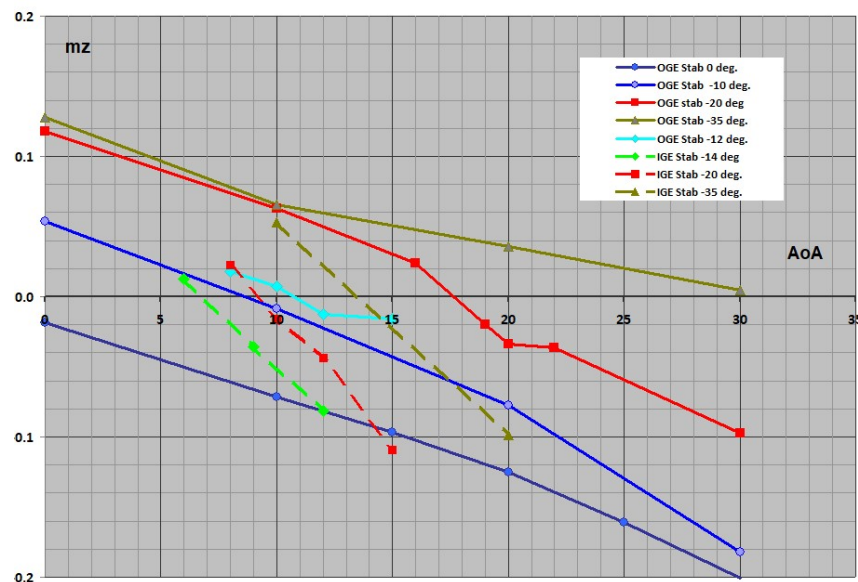
Для этого для IGE при установке ЦПГО на -20 градусов (по графику из ПА это примерно соответствует положению стабилизатора на скорости касания – 260-265 км/ч), устанавливались УА 8, 10, 12, и 15 градусов, а для ЦПГО -14 градусов – УА 6, 9 и 12 градусов. Для сравнения была снята также серия OGE при угле ЦПГО -12 градусов и тех же углах атаки с дополнительным расчетом на УА 20 градусов, а также OGE для ЦПГО -20 градусов и УА 16, 19, 22 градуса.

Точки из полученных серий после корректировки на балансирующие потери также были нанесены на графики балансирующих поляр из ПА.



Запас устойчивости самолета, вычисленный по сериям IGE – примерно 26% САХ.

По графикам хорошо видно, что эффективность ЦПГО $dm_z/d\varphi_{CT}$ практически не отличается для OGE и IGE, а увеличение расхода ЦПГО на перебалансировку вызвано только значительным увеличением запаса устойчивости вблизи земли.

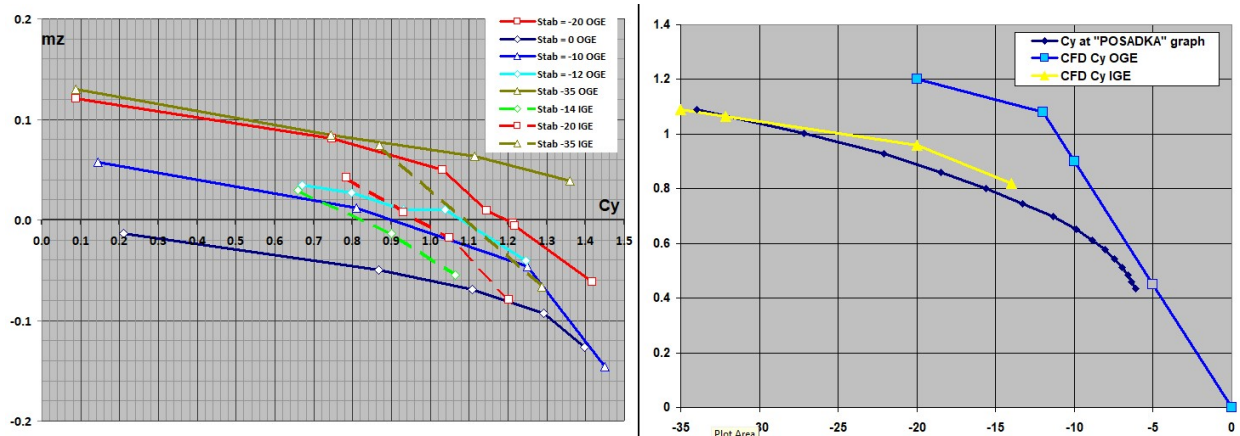


Для дальнейших сравнений с кривыми из ПА графики продольных моментов, снятые для центровки 24%, были пересчитаны на 26.5% САХ. Для того, чтобы совместить с балансирующей кривой из ПА в удобной системе координат, кривые продольных моментов для OGE и IGE были построены в зависимости не от углов атаки, а от соответствующих измеренных значений C_y , затем каждому значению угла отклонения стабилизатора φ_{CT} было сопоставлено значение C_y , при котором $m_z = 0$ (балансирующее значение), что дало точки функции $\varphi_{CT} = f(C_y)$. График из ПА был преобразован в такую же функцию вычислением C_y для стандартной посадочной массы самолета. Затем все три графика были совмещены.

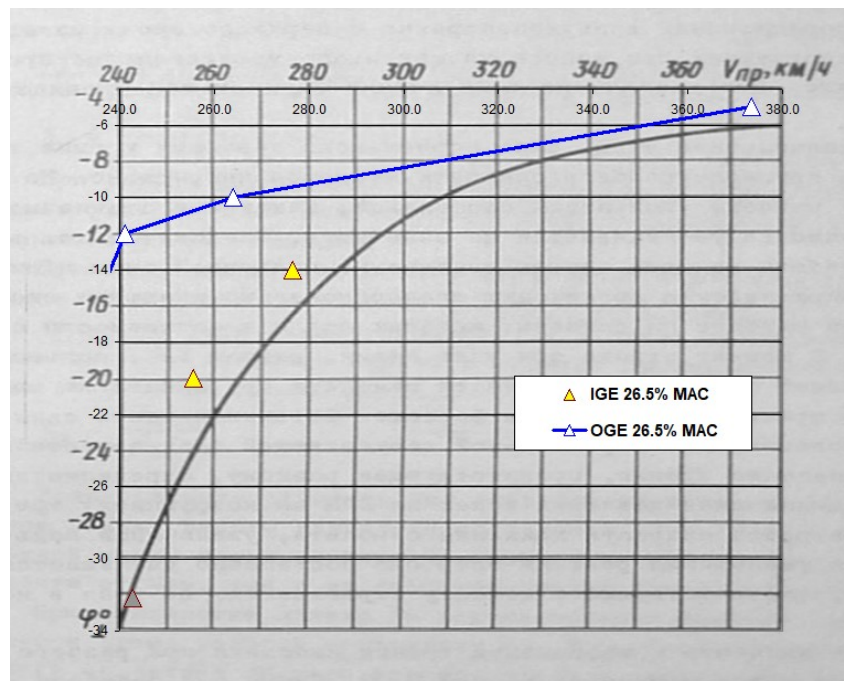


MiG-29 Fulcrum

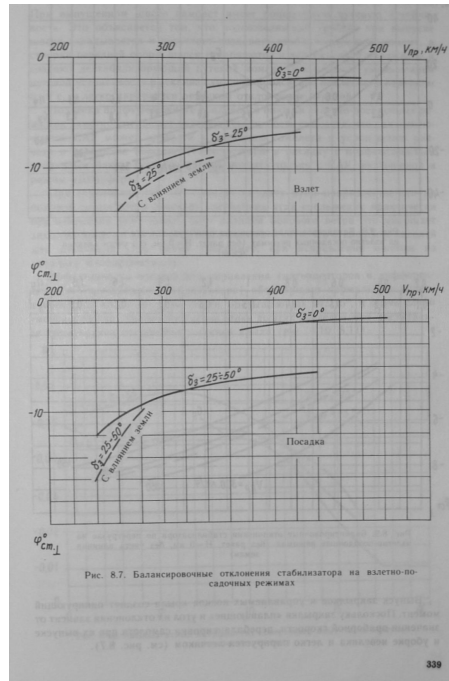
CFD исследование



Дополнительно, для наглядности, CFD функции $\varphi_{ст} = f(C_y)$ были пересчитаны обычным способом в функции $\varphi_{ст} = f(IAS)$ и нанесены на график 8.9 из ПА.

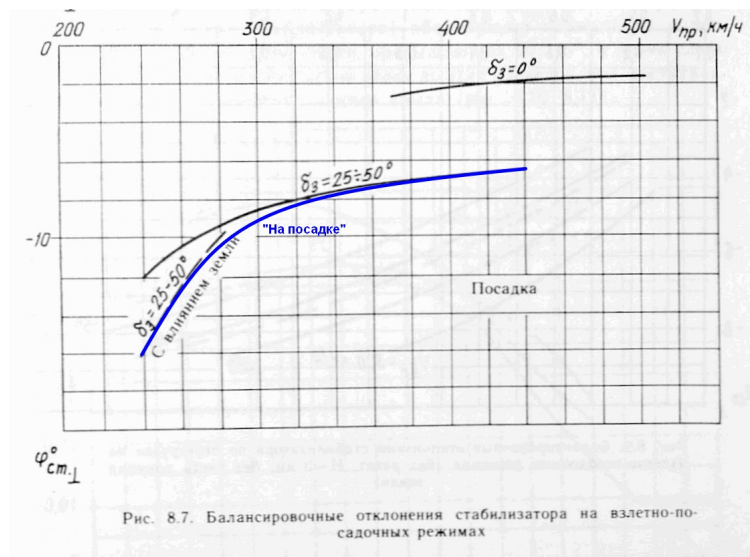


Теперь, вернувшись к этому графику из ПА МиГ-29, можно более определенно сказать, что означает «НА ПОСАДКЕ». Для характеристик самолета в посадочной или взлетно-посадочной конфигурации обычно принято прямо указывать углы отклонения посадочной механизации и положение шасси, а также достаточно часто добавляется отдельная кривая вблизи земли, как например для МиГ-23МЛ и МиГ-21бис.

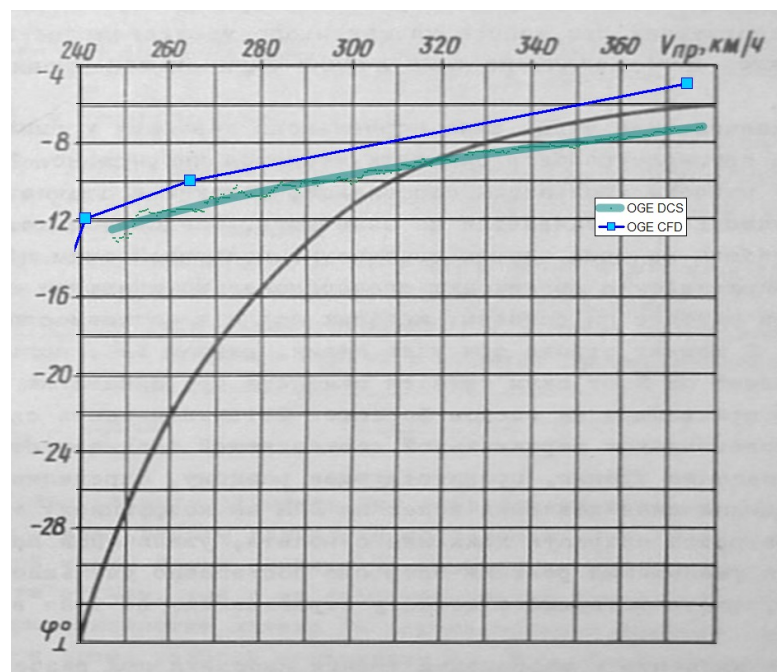


Очевидно, что график 8.9 никак не может быть балансировочной кривой OGE – слишком велика разница в ходе кривых в области малых скоростей/больших значений C_y , зато там он близок к кривой для IGE. Не может он быть и чистой балансировочной кривой IGE, т.к. содержит точки для скоростей, значительно превышающие скорость начала выравнивания и типичных, скорее, для входа в глиссаду.

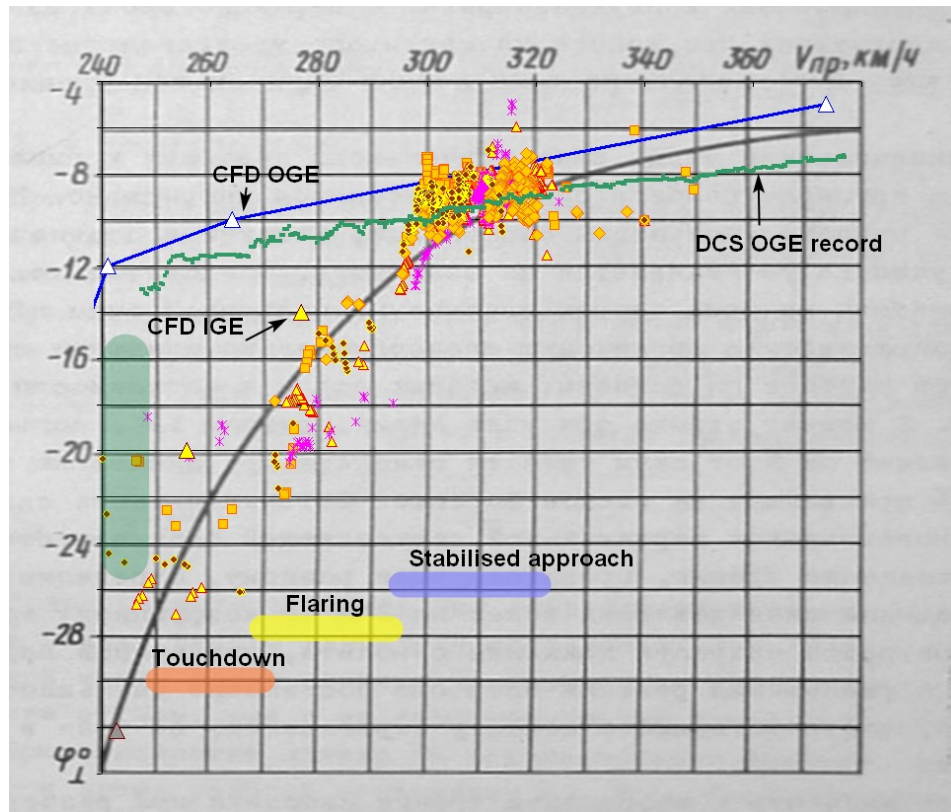
Как было показано выше, график «НА ПОСАДКЕ» асимптотически приближается к балансировочным кривым без влияния земли на больших скоростях (начальные участки посадки) и, на малых скоростях, к кривым с влиянием земли. Поэтому остается единственная логичная версия, что этот график отображает усредненное положение ЦПГО, записанное при выполнении посадок по стандартной методике с одновременным изменением высоты и скорости.



Если обратиться к снятой в DCS балансировочной кривой для полета в ВПК OGE, то можно видеть, что она с точностью до небольшой постоянной хорошо совпадает с кривой, полученной в CFD.



Приняв версию, что график 8.9 - это усредненное положение ЦПГО, можно экспортировать из DCS скорость полета и положение стабилизатора и поместить эти точки на график 8.9, предварительно отобрав балансировочные точки по $n_y = 1 \pm \delta$, где δ выбирается возможно меньшей, чтобы не загромождать график.



Точки графика разного цвета относятся к записям разных посадок. Посадки по возможности проводились единообразно по рекомендациям РЛЭ со стандартной посадочной массой. Зеленая зона на графике относится к положениям ЦПГО на пробеге.

Приложение I

В ПА самолета обычно приводятся поляры балансировочные, т.е. значения аэродинамических коэффициентов C_x и C_y , получаемых при балансировке самолета на заданном угле атаки рулем высоты или ЦПГО.

Т.к. CFD, как и настоящая аэродинамическая труба, выдает значения сил и моментов при заданных УА и углах отклонения ЦПГО, при которых, как правило, значение m_z отличается от нулевого (балансирующего), необходимо либо подбирать угол отклонения ЦПГО для получения нулевого значения продольного момента, либо корректировать полученные значения C_x и C_y для нулевого продольного момента. Как уже упоминалось выше, CFD расчет одной точки может занимать очень большое время, поэтому первый вариант является абсолютно неприемлемым. Второй вариант – это использование различных видов интерполяций для получения точек с нулевым продольным моментом.

Получение балансировочных значений для графика $C_y(\alpha)$ не представляет никакой сложности даже при большом шаге точек по углу атаки в силу близкой к линейной зависимости $m_z(\alpha)$ и $m_z(C_y)$ вблизи нулевых значений m_z . Построив графики этих функций для каждого значения угла установки ЦПГО, можно легко и с необходимой точностью найти пары

α и C_y по точкам пересечения графика оси абсцисс графически или линейной интерполяцией. С увеличением запаса устойчивости, естественно, точность метода возрастает.

Этот метод плохо подходит для получения балансировочных значений C_x в силу значительной нелинейности функций, поэтому при необходимости получения пар точек C_y и C_x для определенного значения УА применяется другой способ.

Если в массиве полученных данных есть точки, снятые для одного и того же УА, но различных углов ЦПГО, можно использовать коррекцию по $\delta C_{x,y}/\delta m_z$. Для этого берутся 2 соседние точки, для которых коэффициенты моментов имеют противоположные знаки, и вычисляют производные (разности) $\delta C_x/\delta m_z$ и $\delta C_y/\delta m_z$ вблизи $m_z = 0$. Далее коэффициенты C_y и C_x одной из точек корректируются по этим производным и коэффициенту m_z , или, иными словами, интерполируются по m_z .

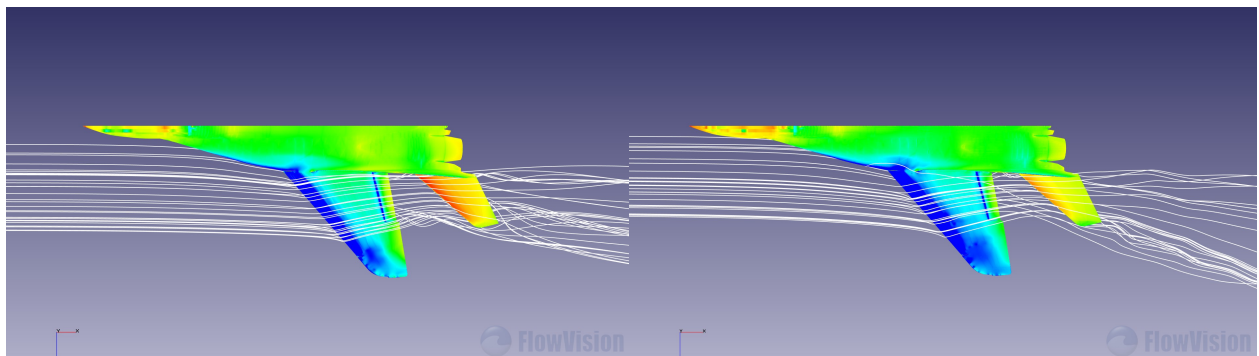
Третий способ можно применять для точек, m_z которых близок к нулю, но для которых отсутствует парная точка, снятая с тем же УА. В качестве производных для коррекции берутся интерполированные значения функций $\delta C_x/\delta m_z (\alpha)$ и $\delta C_y/\delta m_z (\alpha)$, полученных при интерполяции вторым способом.

При необходимости можно комбинировать разные способы интерполяции, например, получая парную точку для второго способа интерполяцией C_y , C_x и m_z при небольшой разнице по α , когда нелинейность C_x незначительна.

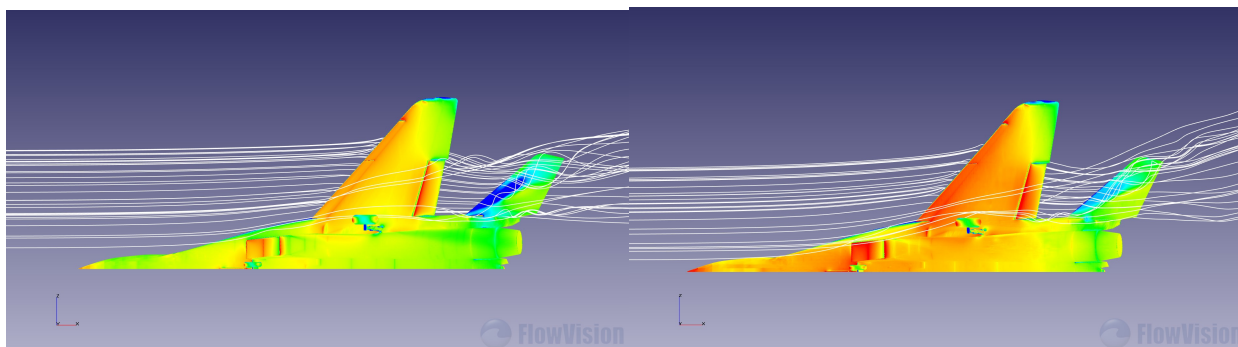
Приложение II

Приведенные ниже изображения распределения давления и линий тока, полученные в CFD, наглядно показывают причину значительного изменения продольного самолета у земли. На них хорошо видно, что воздействие экрана (серия справа) приводит к существенному изменению распределения давления как на крыле и фюзеляже самолета (область повышенного давления смещается к хвосту самолета), так и на стабилизаторе (на верхней поверхности его давление понижается, на нижней – повышается, причем с заметным сдвигом цд назад).

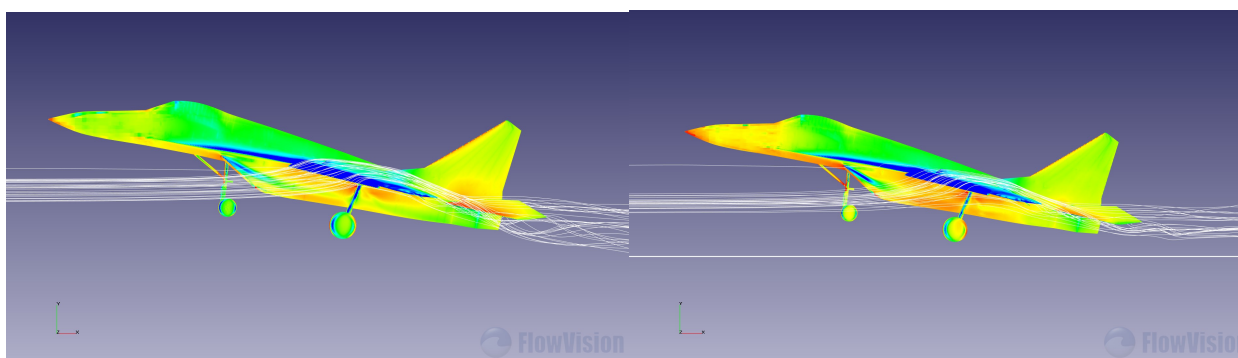
Вид сверху:



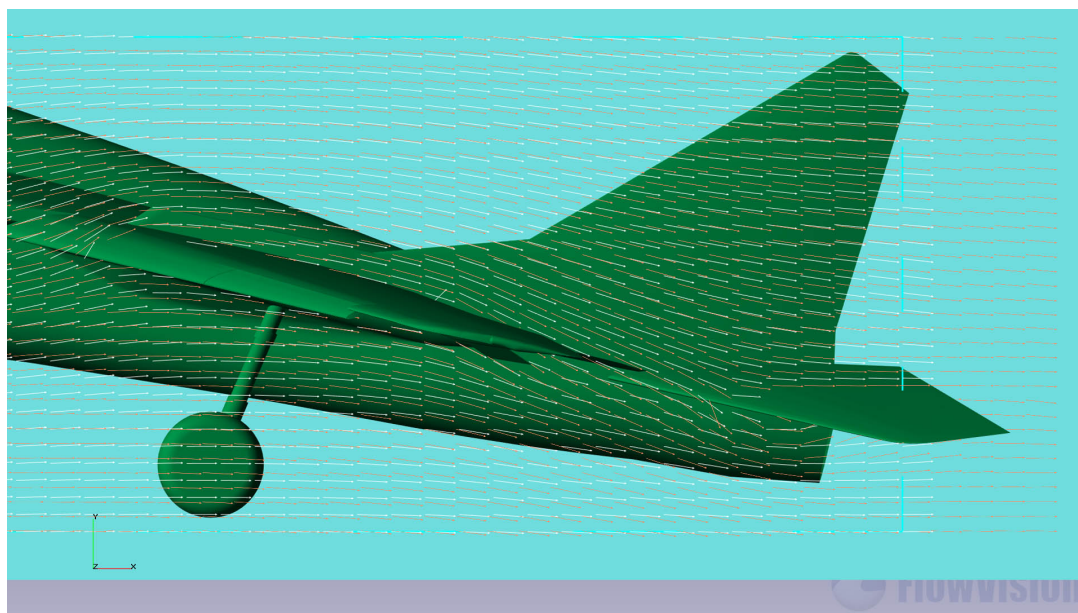
Вид снизу:



Вид сбоку:



Причина, как и ожидалось, в значительном изменении скоса потока (до 10-12 градусов) за закрылком, что хорошо видно на векторном поле в продольном сечении, проходящем примерно по середине закрылка (белые стрелки – IGE, оранжевые – OGE).



Рост продольной устойчивости IGE обуславливается значительным ростом производной угла скоса потока по УА, играющей в продольной устойчивости дестабилизирующую роль. (На УА нулевой подъемной силы угол скоса потока близок к нулю как для OGE, так и для IGE, а с ростом УА разница пропорционально растёт).