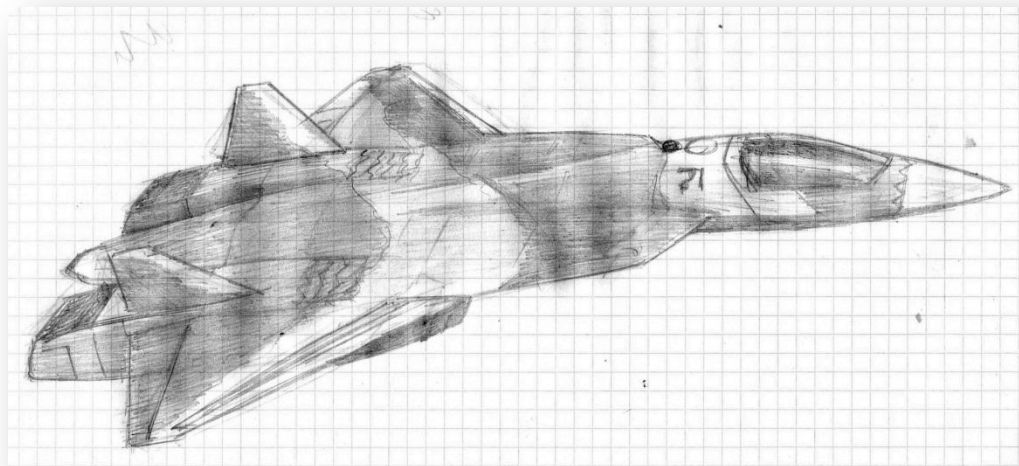


Многофункциональный перехватчик, в поисках оптимума



В свете начавшихся не так давно работ над проектом перспективного авиационного комплекса дальней авиации (ПАК ДА) интересно рассмотреть альтернативный путь развития отечественных ВВС.

К 2025 году нас ожидает вывод из строя практически всех машин четвертого поколения, в том числе прошедших модернизацию, останутся истребители-бомбардировщики Су-35, Су-50 и МиГ-35 / МиГ-29КУБ. Во фронтовой и дальней авиации продолжат службу Су-34 и Ту-160.

Известно о длящихся более пяти лет работах над проектом экспортно - ориентированного лёгкого многофункционального самолёта (ЛМФС). Его востребованность на внешнем рынке не вызывает сомнений, ближайших конкурентов немного – модернизированный Гриппен и китайский J-31. В наших военно-воздушных силах эта машина призвана заменить МиГ-29 и Су-25 (вместе с ПАК ША). Официального контракта по этому проекту пока нет.

На роль истребителя-перехватчика, вместо Су-27, Су-35 и Су-33 претендует проходящий сейчас испытания Т-50. Машина интересная, с большим потенциалом, серийное производство планируется начать в 2015 году.



С 2009 года официально ведутся работы и над ПАК ДА. Таким образом, страна параллельно ведёт несколько дорогостоящих проектов. По мнению автора, есть достаточные резоны рассмотреть возможность сведения всего парка боевых самолётов к двум-трём типам и тем серьёзно сэкономить на разработке и особенно на содержании ВВС будущего.

Планируемая и альтернативная структура в таблице:

Авиационный парк ВВС и ПВО СССР и России
paralay.com

период	учебный самолёт	штурмовик	истребитель-бомбардировщик	истребитель-перехватчик	фронтальной бомбардировщик	дальний бомбардировщик	стратегический бомбардировщик	палубные самолеты	поддержка войск
1935 - 1940	Ут-2	ШБ	И-16	И-15	СБ	Тб-1	Тб-3	КОР-1	Каспр-1
1940 - 1945	По-2	Ил-2	Як-1,3, Як-7, Як-9	ЛаГГ-1,3, Ла-5,7,9	Су-2, Ту-2, Пе-2	Ил-4	Пе-8	КОР-2	Каспр-1
1945 - 1950	По-2	Ил-10	Ла-11, Як-15, Як-23, МиГ-9		Ту-2, Пе-2	Ту-14	Ту-4	-	-
1950 - 1955	Як-11	Ил-10	МиГ-15, Ла-15	Як-25	Ил-28	Ту-16	Ту-95	Ту-91	Ми-1
1955 - 1960	Як-18	МиГ-15Ш	МиГ-17	МиГ-19	Ил-28	Ил-54	Ту-95, М-4	-	Ми-2
1960 - 1970	Як-18	МиГ-21, Су-7Б		Су-9	Як-28	Ту-22	Ту-95, 3М	Як-36	Ми-4
1970 - 1985	Л-29	Су-17, МиГ-27	МиГ-21бис	Су-15, МиГ-23	Як-28	Ту-22М	Ту-95, 3МП	Як-38	Ми-24
1985 - 2010	Л-39	Су-25	МиГ-29	Су-27	Су-24	Ту-22М3	Ту-95МС, Ту-160	Як-41, МиГ-29К, Су-33	Ка-50, Ми-24, Ми-28
2010 - 2015	Л-39, Як-130	Су-25СМ	МиГ-29, МиГ-35	Су-27СМ, Су-35	Су-24, Су-34	Ту-22М3	Ту-95МС, Ту-160		
2015 - 2020	Як-130	ЛУС	МиГ-35	Су-35, Су-50	Су-34	Ту-202	Ту-160, Ту-202	МиГ-29К, КУБ	Ка-50, Ми-28
2025 ...	Як-130	ЛУС, БПЛА	ЛМФС	Су-50М	Ту-202	ЛМФС, БПЛА	Ту-202	ЛМФС, БПЛА	вертолёт
альтернатива	Як-130/Як-133		ЛМФС		МФП	ЛМФС		ЛМФС	вертолёт

В данной статье рассматривается многофункциональный боевой самолет дальней зоны, далее он будет именоваться многофункциональным перехватчиком (МФП), поскольку оборона рубежей страны его первостепенная задача. Нанесение ударов в стратегической глубине – дополнительная.

МФП

План выглядит следующим образом.

Все задачи тактического плана, в радиусе действия 900 – 1600 км, в период после 2025 года, должен взять на себя ЛМФС.

ПАК ФА не поступает в массовое производство (серия не более 60 – 120 машин) и остаётся переходным типом к машинам шестого поколения, коими являются опционально пилотируемые ЛМФС и МФП, он временно заменяет истребители-перехватчики Су-27 и Су-35С.

Разработка ПАК ДА прекращается. Задачи, которые планировали возложить на этот бомбардировщик, берут на себя модификации гражданских самолётов. Некоторые из этих машин уже существуют, разведчик на базе Ту-204 уже проходит испытания. Совершил первый полёт Ил-476 – платформа для самолёта ДРЛО А-100 и перспективного танкера.



С 2015 года упор делается на создание МФП. Этот самолёт после 2025 года заменит весь парк дальних и стратегических самолётов, в частях ВВС и ПВО – Су-27, Су-35С, Т-50, МиГ-31, а также ударные самолёты Су-34, Ту-22М3, Ту-95МС и Ту-160.

Есть несколько вариантов реализации такой машины:

1. Развитие Т-50, по схеме Су-27 – Су-34; экономия средств на разработку, унификация, это интересный с финансовой точки зрения вариант, но не покрывающий всех задач дальней авиации.
2. Дальний самолет типа МиГ 70.1; максимальная скорость 2500 км/ч, крейсерская 1800 – 2100 км/ч.
3. Скоростной, развитие МиГ-31, максимальная скорость 3000 км/ч, крейсерская 2100 – 2500 км/ч, стальная или титановая конструкция.
4. Высокоскоростной, скорость макс. 3500 – 4000 км/ч, крейсерская 3000 км/ч.

В общих чертах, вне зависимости от выбора, машина двухместная, кабина позволяет комфортно выполнять сверхдальние перелёты. Крыло изменяемой стреловидности, что обеспечивает длительное барражирование и полёт с огибанием рельефа местности. Внутреннее размещение оружия: 2 – 4 Х-101/Яхонт/Клаб и т.п. в варианте ударного ракетносца, а это 5 – 10 тонн + АПУ (1200 – 1500 кг), итого 11500 кг. Максимальный взлётный вес $11500 \text{ кг} : 0.2 = 57500 \text{ кг}$. Дальность 7000 км без дозаправки.



Для высокоскоростных вариантов дальность и время реакции меньше.

Развитие Су-50 может нести только две ракеты большой дальности, вес нагрузки 5000 кг + 600 кг (АПУ) = 5600 кг, $5600 \text{ кг} : 0.2 = 28000 \text{ кг}$, дальность ~ 3500 км без дозаправки.

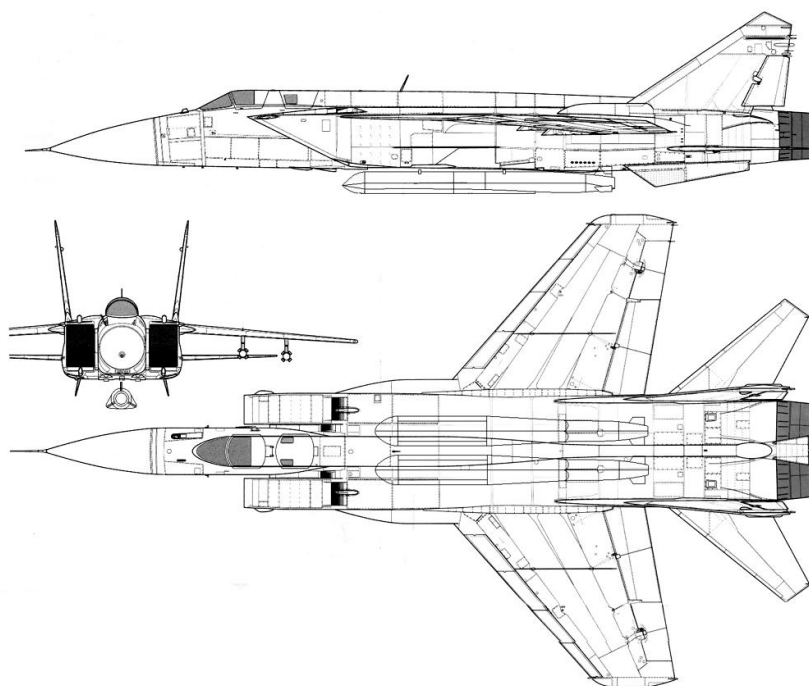


Первый вопрос: нужна ли такому перехватчику скорость выше 2500 км/ч (не забываем о появлении гиперзвуковых крылатых ракет)? А такому бомбардировщику?

Этот рубеж выбран не случайно, скорость более $M=2.35$ обязывает переходить на новые конструкционные материалы – сталь или титан. Скорость более 3500 км/ч подразумевает наличие на борту пассивных средств охлаждения обшивки, например топливных баков в кромках подверженных наибольшему нагреву.

Дальнему бомбардировщику высокая скорость желательна, но не обязательна, а вот перехватчику... Хотя американцы почему-то не заморачиваются, этот параметр потихоньку идет на спад, несмотря на то, что для Ф-35 задачи перехвата актуальны.

Анализ компоновки перехватчика МиГ-31 со всей очевидностью показывает, что размещение четырёх ракет типа Х-101 на внутренней подвеске стального самолёта, взлетным весом около 60 тонн не представляется возможным, в виду высокой плотности компоновки. Применение титана снимает эти ограничения, но возникают другие сложности – технологические и финансовые. Титан, как известно, дорог и капризен в производстве.



Рассмотрим свойства титановых самолётов - отечественный высокоскоростной ракетоносец Т-4.

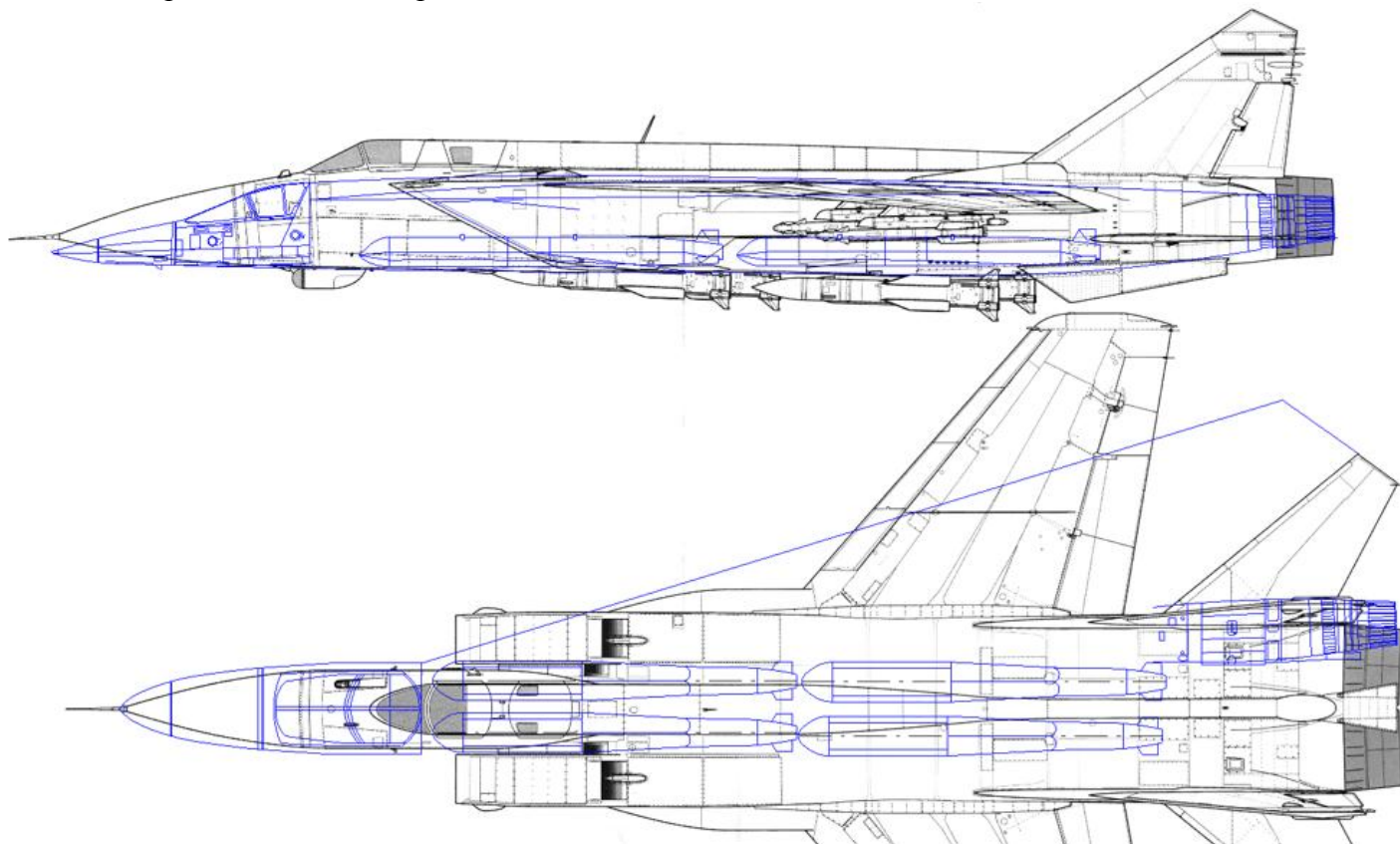
Вид сбоку	171.11 кв.м
Вид сверху	359.12 кв.м
Вид спереди	29.44 кв.м
Объём	244 куб.м
Плотность	554 кг/куб.м



На примере отечественного бомбардировщика с крейсерской скоростью $M=3$ видно, что титан не ограничивает объём планера. Плотность «дюралевых бомбардировщиков»: Ту-160 – 752 кг/куб.м, Ту-22М – 568 куб.м, Су-34 – 595 кг/куб.м.

Ограничив максимальную скорость цифрой 2500 км/ч, и выполнив конструкцию из дюралюминия и композитных материалов свободный объём фюзеляжа увеличится за счёт меньшей плотности более чем на 25 %.

«Лёгкий» вариант МФП в габаритах МиГ-31:



Характеристики будущего комплекса перехвата можно оценить на основе статистики. Дальние перехватчики появились еще во время Второй Мировой. Это, например Пе-3бис построенный на базе пикирующего бомбардировщика Пе-2 и целая серия опытных машин созданных до него (ТИС и др.) Создание реактивного дальнего перехватчика увенчалось успехом только в пятидесятых годах с принятием на вооружение Як-25. Позже его сменил сверхзвуковой Як-27 / 28.

Следующим комплексом стал построенный на базе опытного бомбардировщика «98» - Ту-128:



...особенностью комплекса стал большой радиус действия самолета-носителя. Это позволяло вынести рубеж перехвата на расстояние до 1500 км, не допуская пересечения бомбардировщиками или самолетами-снарядами границы страны. В зоне ожидания воздушных сил противника перехватчик мог барражировать 3-3,5 часа. Благодаря большой дальности обнаружения бортовой РЛС не требовался точный вывод самолета на цель с помощью наземной системы наведения, он мог перехватывать цель и самостоятельно. При автономных действиях требовались лишь отдельные данные о положении воздушных целей. Это позволяло применять его в районах, где не было систем автоматизированного наведения.

Сменивший его в восьмидесятых годах МиГ-31 превзошел предшественника по следующим параметрам:

Максимальная скорость 3000 км/ч : 1910 км/ч = 1.57, крейсерская скорость 2500 км/ч : 900 км/ч = 2.7, радиус действия 1155 км : 900 км = 1.28, практический потолок 20600 м : 15600 м = 1.32, количество УР на борту 8 шт. : 4 шт. = 2

Возможности БРЛС «Заслон» и БРЛС «Смерч»:

Дальность обнаружения радиоконтрастных целей 300 км : 100 км = 3 раза, постановка цели на сопровождение 120 км : 50 км = 2.4, одновременное сопровождение целей 10 : 1 = 10, одновременная атака 4 : 1 = 4.

Поскольку возможности перспективного комплекса могут быть весьма высоки, полагаю можно отказаться от пилотируемого самолёта ДРЛО, в ряде случаев дополнив МФП группой «долгоиграющих» беспилотных аппаратов.



Итак, в качестве ориентира принимаем следующие цифры:

Дальность обнаружения высококонтрастных целей – 600 км, дальность обнаружения ЛА с низкой ЭПР – 100 – 200 км, наземные цели – 200 км, сектор обзора в режиме ПВО по азимуту 270 градусов, по углу места 120 – 180 градусов, одновременное сопровождение ~ 100 целей, одновременная атака не менее 16 целей. Комплекс дополнен оптико-локационной системой кругового обзора с дальностью обнаружения ~ 200 км.

Вес бортовой радиолокационной станции (БРЛС) около 1000 кг, общий вес бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) ~ 3000 кг.

Станция делается по стопам Н036 от ПАК ФА, двигатели от ПАК ФА, возможно даже без модернизации на первых порах. Унификация значительная, особенно если учесть что и ЛМФС использует те же комплектующие.

Этим определяется максимальный взлетный вес. Выходим за 60 тонн – делаем новый мотор, выходим на $M > 3$ (при весе 60 тонн) – в лучшем случае две крылатые ракеты в отсеках (объемы планера недостаточны). Выходим на вес в 100 тонн, получаем одну эскадрилью где-нибудь под Воронежем, которая как Савраска будет вынуждена одна обслуживать «горячие точки» возникающие в разных районах страны.

Вариант, машина на основе платформы дальнего бомбардировщика «изд.54С» (в скобках данные МиГ-31Б):

Длина 30 м (22,688 м), размах 16 – 20 м (13,464 м), высота 5.9 м (6.15 м), площадь крыла 90 кв.м (61.6 кв.м)

Максимальный взлетный вес 60000 кг (46200 кг), вес пустого 30000 кг (21545 кг), вес нагрузки 11200 кг (4 X-101 + АКУ) (7560 кг), вес пилотов 200 кг (200 кг), вес топлива 18600 кг (с такой нагрузкой) (16350 кг).

Скорость максимальная 2500 км/ч (3000 км/ч), крейсерская 1800 – 2100 км/ч (2500 км/ч),

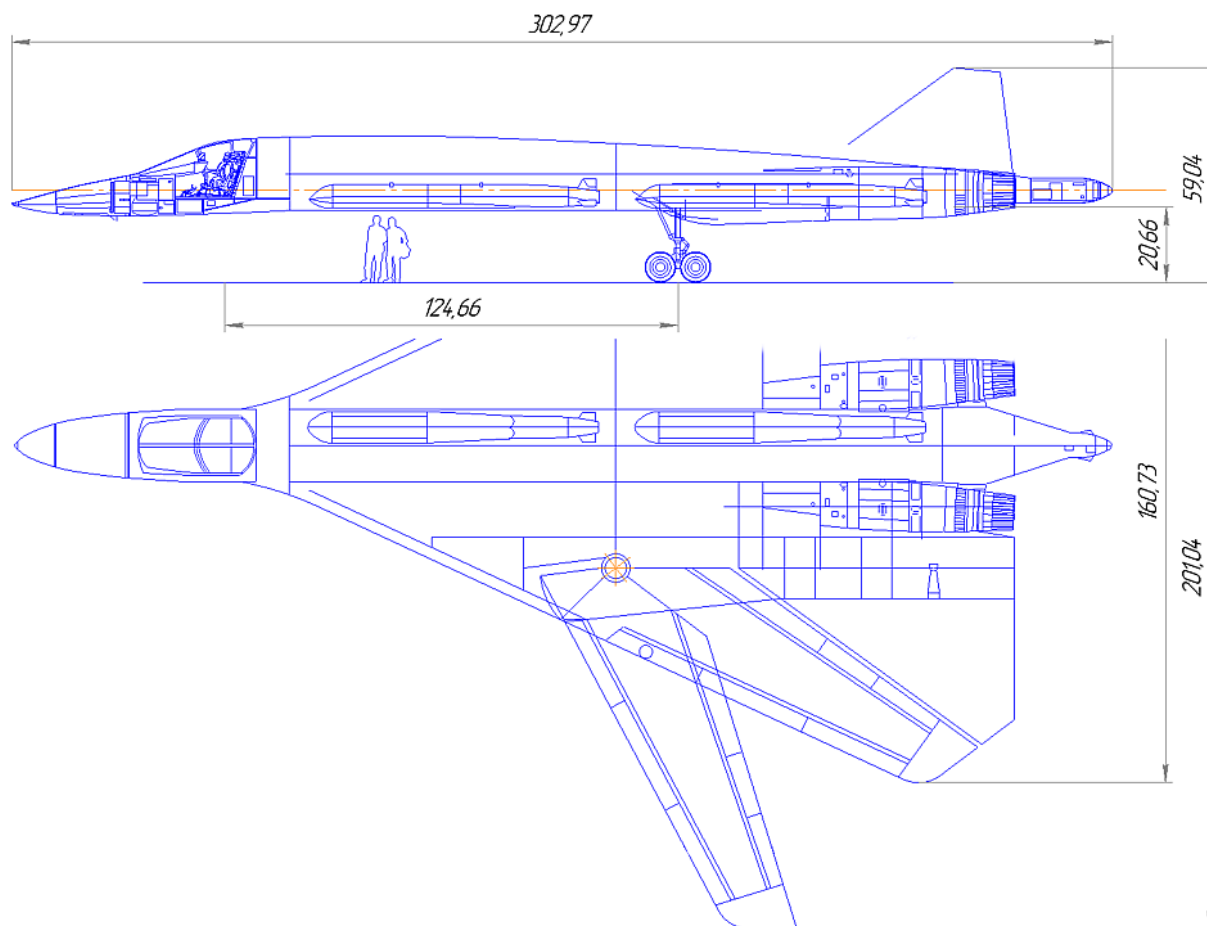
Дальность: сверхзвуковая 5000 км (1400 км) , дозвуковая 8000 км (3300 км), радиус действия 2800 км.(1400 км)

Двигатели 2 изд.127, тяга форсажная 2 x 17500 кгс (2 x 15500 кгс), максимальная 2 x 11000 кгс. (2 x 9500 кгс)

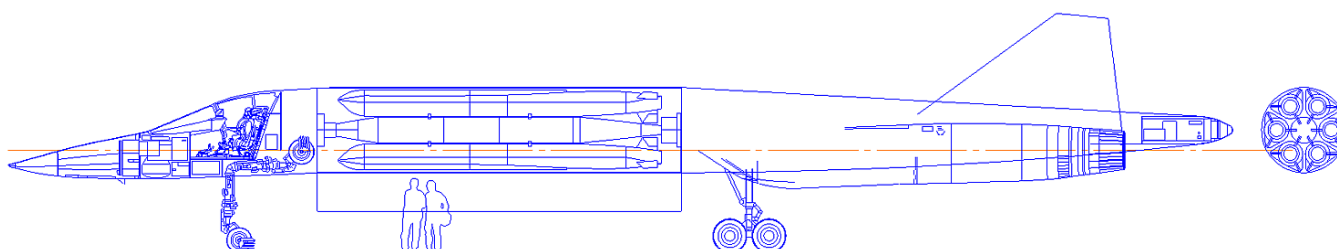
Нагрузка на крыло 670 кг/кВ.м (750 кг/кВ.м), тяговооруженность 0.58 (0.67)

Эффективная площадь рассеивания (ЭПР) без внешних подвесок, крыло – максимальная стреловидность, без применения активной малозаметности (плазмы) - 0.4 кв.м

Первый вариант МФП в реальных габаритах:



Вариант под шестипозиционную АКУ, вес нагрузки 16500 - 16600 кг, 6 X-101, теоретически возможно на небольшую дальность, мидель практически не меняется. Недостатки: сложности установки внутреннего бака с частичной нагрузкой, проблемы с запуском на сверхзвуковой скорости, сомнительное решение для манёвренного, даже ограниченно манёвренного, самолета.



Попробуем отойти от «изменяемой стреловидности».

Как показывает практика аппараты со сменой геометрии в полёте отличаются высокой аварийностью, Харриер, Як-38, Оспри, а сколько крови попортили своим создателям МиГ-23, Су-24 и F-111?

С другой стороны надо упростить пилотирование, летчики, пересевшие на МиГ-31 с Ту-128, не лестно отзывались о том как «новинка» ведет себя при полёте «по потолкам» и на взлете/посадке. Впрочем, это и понятно, конфликт между взлетно-посадочными характеристиками и максимальной скоростью известен со времен «зари авиации».

Высокомеханизированное адаптивное крыло, позволяет оптимизировать его с точки зрения малой заметности, снижение ЭПР и повышение аэродинамического качества здесь выступают на одной

стороне (гибкие стыки без зазоров, может быть ламинарное обтекание обеспеченное соответствующим профилем и качеством поверхности, правильно сориентированные неподвижные грани и т.п.)

Несколько замечаний по аэродинамике:

«Дальность полета на предельно малых высотах зависит от нагрузки на крыло, скорости полета и угла стреловидности консоли. Однако в области $M \sim 0.8$ ($V \sim 1000$ км/ч) при нагрузках на крыло $G/S = 350 - 500$ кг/кв.м сопротивление самолета практически не зависит от положения консоли, что обеспечивает небольшое различие в километровых расходах при изменении угла стреловидности крыла.» Бюшгенс, стр. 93

То есть, отказавшись от высокоскоростного низковысотного прорыва на сверхзвуковой скорости, характерного для бомбардировщиков третьего - четвертого поколений, мы можем применить крыло умеренной стреловидности, как это сделано на F-15E и Су-34.

Адаптивный носок должен иметь неизменную хорду по размаху, стр 115

Относительная площадь наплыва должна быть в пределах 0.1 – 0.15, уменьшение снижает подъёмную силу, увеличение площади – возрастают кабрирующие моменты.

Компенсация кабрирующих моментов может быть достигнута установкой ГО увеличенной площади или широким несущим центропланом / фюзеляжем с боковыми ребрами с шириной не менее 0.3 – 0.35 размаха крыла.

Вертикальное оперение с относительной площадью 0.25 – 0.3 и удлинением 1.4 – 1.7 обеспечивает боковую устойчивость на дозвуке до углов атаки 25 – 30 градусов. Стр.118 – 119

Характеристики самолета, стр. 362 и раньше.

Выбор параметров сверхзвукового самолета, стр.381

Краткий анализ аэродинамических схем, стр.396



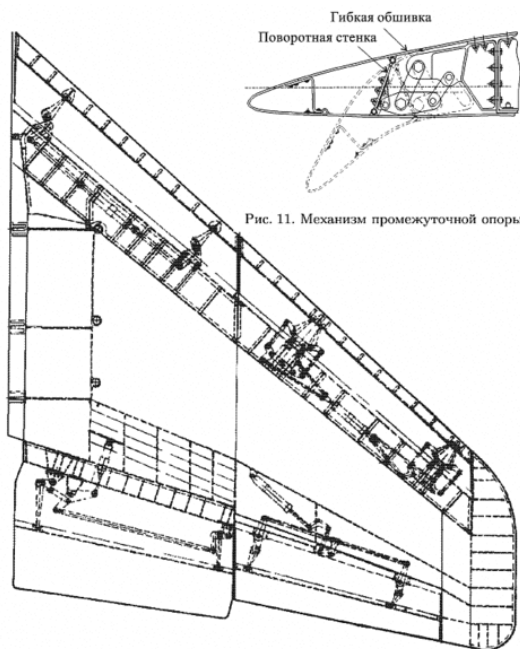


Рис. 11. Механизм промежуточной опоры

Рис. 9. Общий вид адаптивного крыла

конструкции адаптивного крыла используются гибкие обшивки из композиционного материала.

- механизмы изменения формы отклоняемых поверхностей должны вписываться в профиль с относительной толщиной 6 %;
- ресурс всех элементов конструкции должен быть равен ресурсу планера самолета;
- быстродействие отклоняемых поверхностей для носков — 80 град/с, для закрылков — 60 град/с;
- КПД механизма не менее 75 %;
- простота конструкции и надежность эксплуатации во всех погодных-климатических условиях;
- возможность геометрической крутки отклоняемых поверхностей.

Большинство известных технических решений отклоняемых поверхностей, удовлетворяющих вышеприведенным требованиям, выполнены по одинаковой конструктивно-силовой схеме, где верхняя и нижняя гибкие обшивки связаны с кессоном и жесткой кромкой. Кромка связана с кессоном крыла посредством механизма ее поворота и перемещения. Гибкие обшивки могут быть подкреплены промежуточными опорами. Механизмы изменения формы отклоняемых поверхностей отличаются кинематическими схемами: одни из них обеспечивают перемещение жесткой кромки в направлении осей x и y , другие — поворот жесткой кромки относительно оси z .

Для адаптивного крыла маневренного самолета проведен анализ различных схем, выбран тип механизма, разработана конструкция и выполнена весовая оценка отклоняемых поверхностей.

Механизмы изменения формы носков, закрылков и элеронов одинаковы и состоят из механизмов перемещения жесткой кромки и механизма промежуточной опоры гибкой обшивки. Механизм перемещения жесткой кромки по осям x и y , разработанный В.В. Сиденко, состоит из двух рычагов — ведущего и ведомого, соединенных посредством косоугольного шарнира B , ось которого пересекается с осью шарнира A , связанного с кессоном. Ведомый рычаг соединен с жесткой кромкой посредством сферического шарнира.

Механизм промежуточной опоры состоит из поворотной стенки, соединяющей верхнюю и нижнюю гибкие обшивки, которые связаны с кессоном шарнирным четырехзвенником.

6.11. Оценка новых способов улучшения аэродинамических характеристик самолета.

Кинематические параметры механизма подбираются таким образом, чтобы обеспечить требуемый закон поворота и перемещения жесткой кромки.

«Адаптивное крыло способствует многорежимности самолета за счет изменения кривизны профиля крыла в зависимости от условий полета. Конструкция отклоняемых поверхностей предусматривает изменение их крутки в процессе отклонения. Это позволяет иметь практически плоское крыло на сверхзвуковой скорости и крученое — на дозвуковой скорости. Адаптивное крыло дает выигрыш в коэффициентах C_{x0} и в C_{xi} .

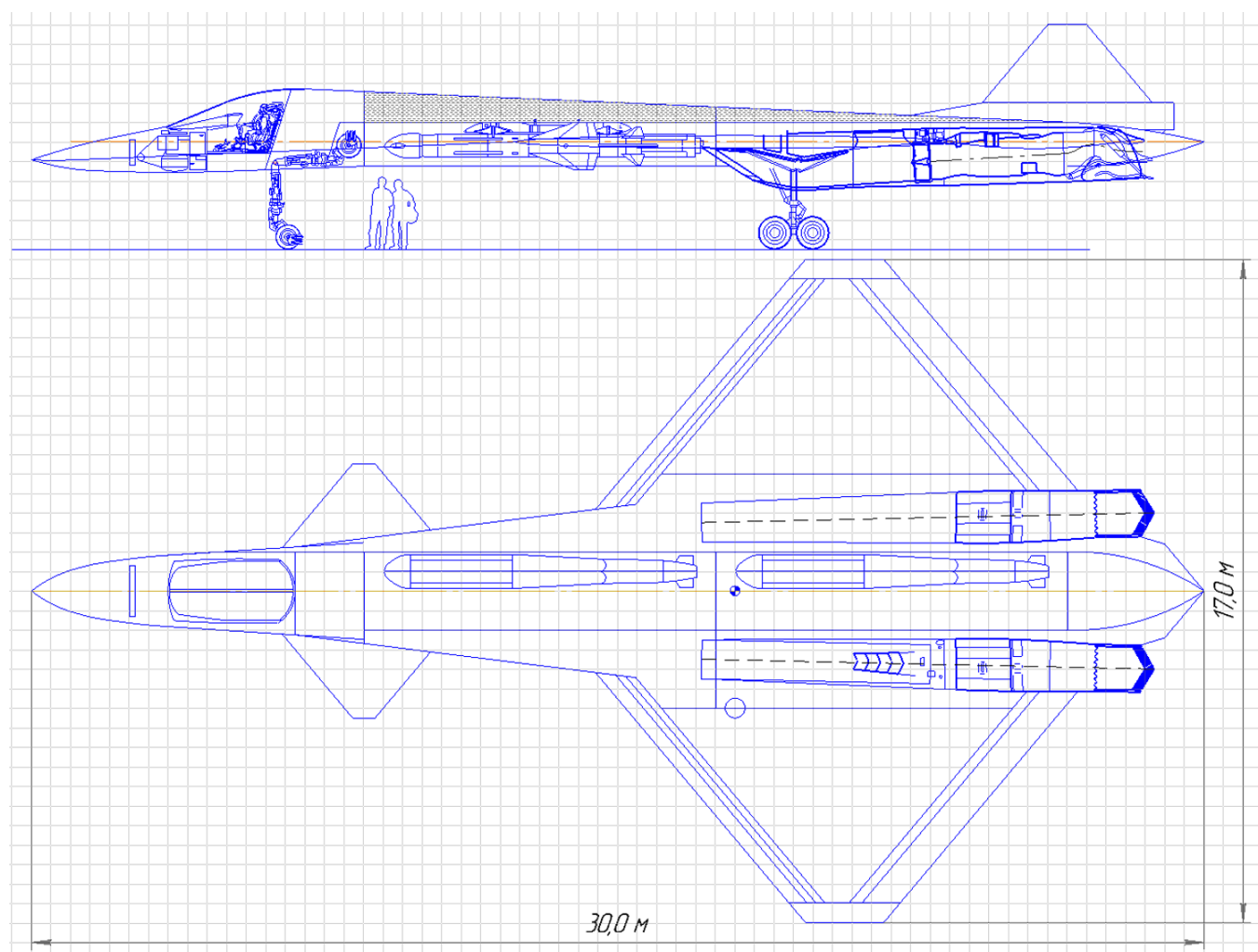
Разработка конструкции адаптивного крыла прежде всего связана с разработкой отклоняемых поверхностей с плавным изменением обводов крыла. Простейшим решением было использовать жесткие отклоняемые носки, но при этом образуется излом на верхнем контуре крыла. Как показали летные испытания, это привело к тряске машины на больших углах атаки. После введения в конструкцию носка еще одного жесткого звена, уменьшающего излом, тряска прекратилась. Отсюда следует, что плавное изменение контура носка за счет гибкой обшивки способствует улучшению обтекания. В дальнейшем во всех рассматриваемых здесь вариантах

Механизмы, расположенные в носке крыла, при своей работе не выходят за пределы его контура. Механизмы, расположенные в задней части крыла и предназначенные для отклонения закрылков и элеронов, выходят за пределы контура крыла, поэтому выступающие части этих механизмов снабжены обтекателями.

Результаты предварительной конструктивной проработки показали, что масса адаптивных носков крыла на 28 кг больше массы исходного изделия с неподвижным носком, а масса адаптивного закрылка и элерона больше на 54 кг.

Однако, несмотря на увеличение веса, адаптивное крыло маневренного самолета позволяет снизить взлетный вес самолета на 2000 кг (14%) и сократить потребный запас топлива на 300 кг благодаря улучшению аэродинамических характеристик.»

Вариант с «гибким» крылом:



Рассмотрим количественный состав.

МФП заменяет Ту-160 (15 шт), Ту-95МС (68 шт.) Ту-22М (124 шт), Су-24 (1000 шт) и МиГ-31 (300 шт). Эти машины имели суммарный максимальный взлетный вес: $4125 + 12784 + 15624 + 39700 + 13860 = 86093$ тонны. Россия в нынешних границах теоретически может себе позволить $86093 \text{ т} * 0,375 = 32285$ тонны. Для машин взлетным весом 60 тонн имеем: $32285 \text{ т} : 60 \text{ т} = 538$ штук (против 1507 шт. при СССР)

ЛМФС заменит Су-27 (339 шт.), МиГ-29 (457 шт), Су-25 (245 шт), суммарным весом $10340 + 8445 + 4312 = 23097$ тонн. Для России имеем: $23097 \text{ т} * 0,375 = 8661 \text{ т}$, что для истребителя весом 20 тонн составит $8661 \text{ т} : 20 \text{ т} = 433$ шт.

Обе машины унифицированы по максимуму.

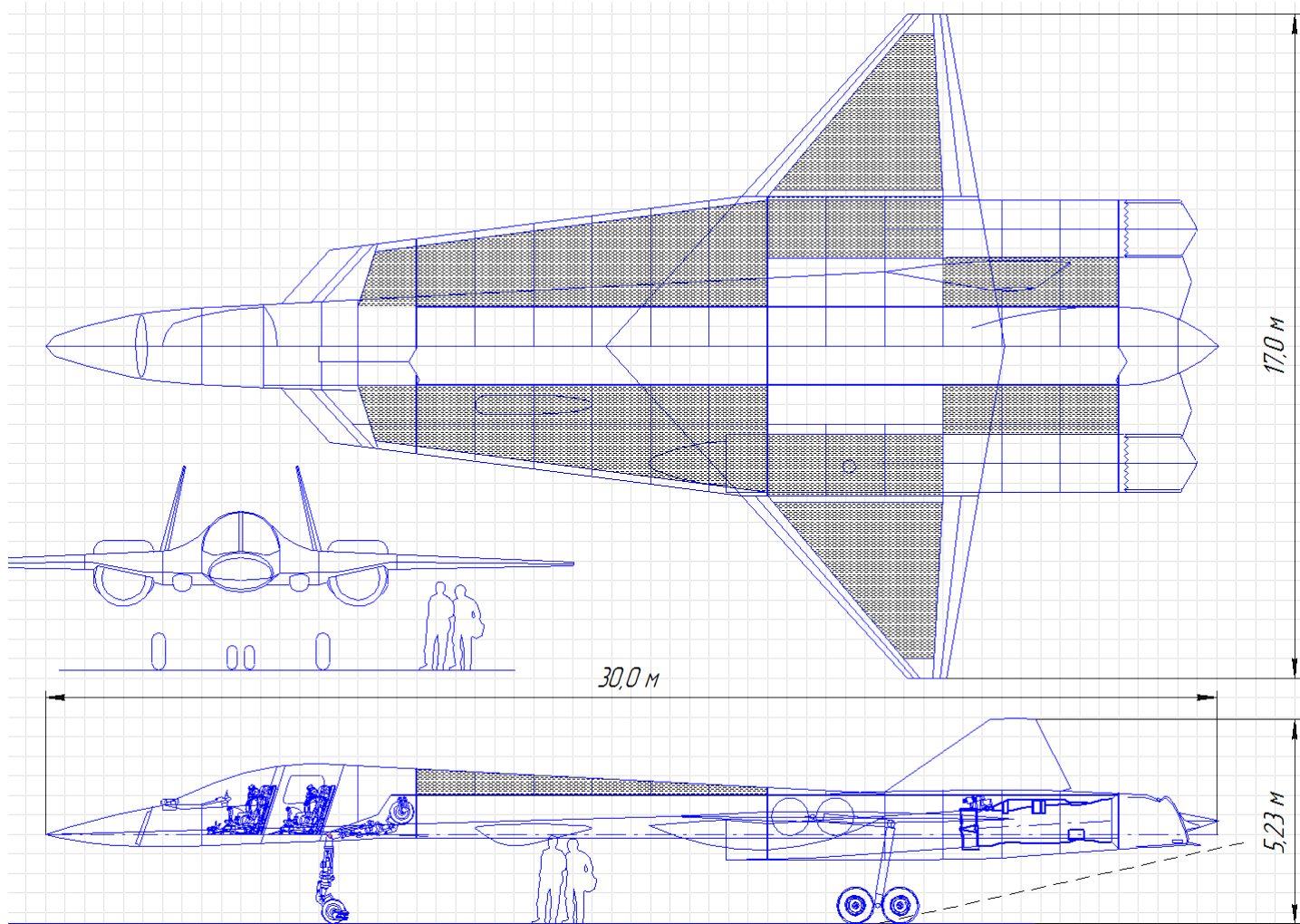
Мы получаем 538 многоцелевых самолетов способных нанести удар крылатыми ракетами ($538 * 4 = 2152$ шт) на дальность $4000 \text{ км} + 5500 \text{ км} = 9500 \text{ км}$ или контролировать воздушное пространство в радиусе 3000 км с возможностью сбить до 16 целей каждый ($16 * 538 = 8608$ шт). Понятно, что цифры эти чисто умозрительные, но теоретически такая возможность есть и это при фактически достигнутом уровне развития техники.

В задачах ПВО это позволяет создать эшелонированную оборону на дальности $3000 - 4000 \text{ км}$ (538 МФП) и второй рубеж на дальности 2000 км (433 ЛМФС)

T-50 ориентировочно оценивается 82 млн. \$ для отечественных ВВС

Тогда здесь получаем $(60 \text{ т. (вес МФП)} : 33 \text{ т. (вес T-50)}) * 82 \text{ млн. \$} = 149 \text{ млн. \$}$

Поисковый вариант с осесимметричными воздухозаборниками



Выбор характеристик

Площадь крыла выбирается из условия длительного полёта на малой высоте с огибанием рельефа местности. Нагрузка на крыло при максимальном взлетном весе у фронтовых бомбардировщиков F-111, Су-24 и Су-34 достигает величины 715 – 742 кг/кв.м, при нормальном весе 615 – 650 кг/кв.м. Тяговооруженность 0.6 – 0.8 кгс/кг. Форсажная тяга двигателя «изд.127» 17500 кгс, отсюда получаем максимальный взлетный вес: $(17500 \text{ кгс} \times 2) : 0.6 = 58300 \text{ кг.}$, нормальный взлетный вес (в варианте перехватчика) не более $(17500 \text{ кгс} \times 2) : 0.8 = 43750 \text{ кг.}$

Площадь крыла из условия низковысотного прорыва $58300 \text{ кг} : 750 = 78 \text{ кв.м.}$

Топливная система

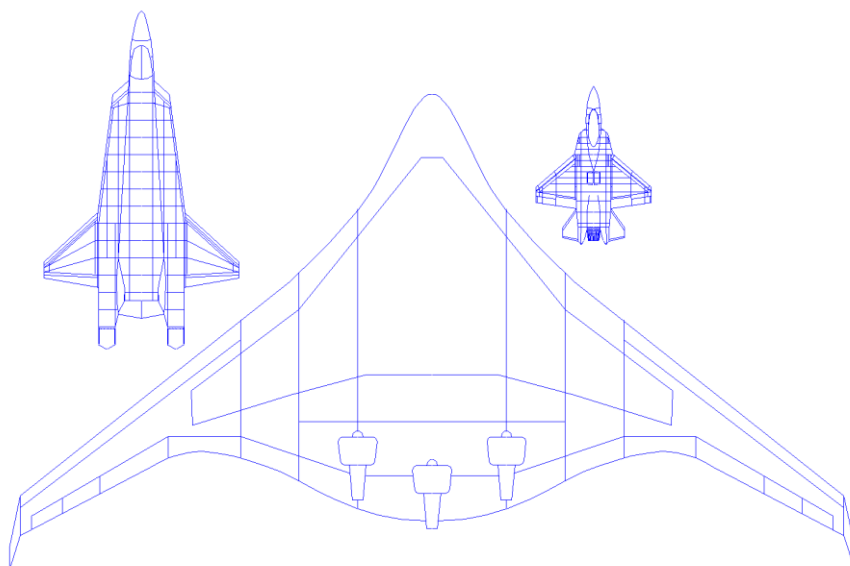
Сбоку	21.34 кв.м
Сверху	109 кв.м
Спереди	7.34 кв.м
Объём	25.7 куб.м
Вес топлива	$25.7 \times 0.785 = 20000 \text{ кг}$
Объём одного отсека	9.9 куб.м,
вес топлива в отсеке	7000 кг. Два бака по 5000 кг.

Перегоночная дальность

Вес взлетный макс.	60000 кг
Вес пустого	30000 кг
Вес топлива	20000 кг
Вес нагрузки	10000 кг
Вес топлива перегоночный	$20000 + 10000 = 30000 \text{ кг}$
Дальность перегоночная	$30000 \text{ кг} : 2.86 = 10500 \text{ км}$

Опционально пилотируемый авиапарк ВВС на 2030 год.

1. Многофункциональный перехватчик
2. Самолёт глобального контроля и обеспечения, скорость 900 км/ч, перегоночная дальность 16000 км.
3. Лёгкий многофункциональный самолёт, скорость 2100 км/ч, перегоночная дальность 4600 км.
4. Tактический самолёт обеспечения. На схеме отсутствует. Представляет собой двухмоторный транспортный самолет короткого взлета и вертикальной посадки. Остальной парк - беспилотные аппараты взлетным весом до 10 тонн.



Давайте посчитаем, откуда что берётся.

Находим аэродинамическое качество, вид сверху делим на вид спереди = $198 \text{ кв.м} : 13.54 \text{ кв.м} = 14.6$.
Эта методика даёт цифры с достаточной точностью, за исключением «летающих крыльев»

Находим средний вес самолета в перегоночной конфигурации.

$60000 \text{ кг (максимальный взлетный вес)} - (20000 \text{ кг (топливо)} + 7000 \text{ кг (ПТБ в отсеках)}) : 2 = 46500 \text{ кг.}$

Находим потребную тягу, средний полётный вес делим на качество.

$46500 \text{ кг} : 14.6 = 3185 \text{ кгс}$

Находим расход топлива. Поскольку данных по изд.127 у нас нет, возьмём крейсерский расход изд.99 (АЛ-31Ф). Я полагаю, что расход у нового мотора будет несколько ниже.

Итак, АЛ-31Ф – 0.67 кг/кгс*ч

$3185 \text{ кгс} * 0.67 \text{ кг/кгс*ч} = 2134 \text{ кг/ч}$

Примем крейсерскую скорость равную $M=0.8$ (850 км/ч)

Время полёта (грубо). Вес топлива делим на часовой расход.

$27000 \text{ кг} : 2134 \text{ кг/ч} = 12.65 \text{ ч}$

Дальность полёта.

$850 \text{ км/ч} * 12.65 \text{ ч} = 10754 \text{ км.}$

Сделаем тоже самое для самолета с известными данными, Су-27

Качество по методике – 11, реально 11.6

Взлетный вес: $17500 \text{ кг} + 100 \text{ кг} + 9400 \text{ кг} = 27000 \text{ кг.}$

Средний вес: $27000 \text{ кг} - (9400 \text{ кг} : 2) = 22300 \text{ кг}$

Потребная тяга: $22300 \text{ кг} : 11.6 = 1922 \text{ кгс}$

Часовой расход топлива: $1922 \text{ кгс} * 0.67 \text{ кг/кгс*ч} = 1288 \text{ кг/ч}$

Время полёта: $9400 \text{ кг} : 1288 \text{ кг/ч} = 7.3 \text{ ч.}$

Дальность полёта: $850 \text{ км/ч} * 7.3 \text{ ч} = 6200 \text{ км.}$

Реально 3680 км, т.е. 60% от расчетной по упрощенной методике.

То есть имеем для МФП $10754 \text{ км} * 0,6 = 6452 \text{ км.}$

Боевая нагрузка

			4 X-101	$4 \times 2500 \text{ кг} = 10000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	10570 кг
			4 П-800	$4 \times 2500 \text{ кг} = 10000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	10570 кг
			16 AB-500	$16 \times 500 \text{ кг} = 8000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	8570 кг
			4 AB-1500	$4 \times 1500 \text{ кг} = 6000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	6570 кг
			Брамос	$4 \times 2000 \text{ кг} = 8000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	8570 кг
			4 X-31	$4 \times 750 \text{ кг} = 3000 \text{ кг}$	$2 \text{ РВВ-СД} + 2 \text{ РВВ-МД} = 570 \text{ кг}$	3570 кг
			20 РВВ-СД	$20 \times 175 \text{ кг} = 3500 \text{ кг}$	$4 \text{ РВВ-МД} = 440 \text{ кг}$	3940 кг
			16 РВВ-БД	$16 \times 600 + 4 \times 175 \text{ кг} = 10300 \text{ кг}$	$4 \text{ РВВ-МД} = 440 \text{ кг}$	10740 кг
			4 РВВ-МД			

Типовые варианты боевой нагрузки для расчётов.

Максимальная нагрузка в режиме «воздух-земля»:

4 X-101 (4 x 2500 кг) + 4 БД (4 x 500 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 2 РВВ-МД (2 x 110 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) = 12920 кг.

Нормальная боевая нагрузка в режиме «воздух-земля»:

2 X-101 (2 x 2500 кг) + 2 БД (2 x 500 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 2 РВВ-МД (2 x 110 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) = 6920 кг.

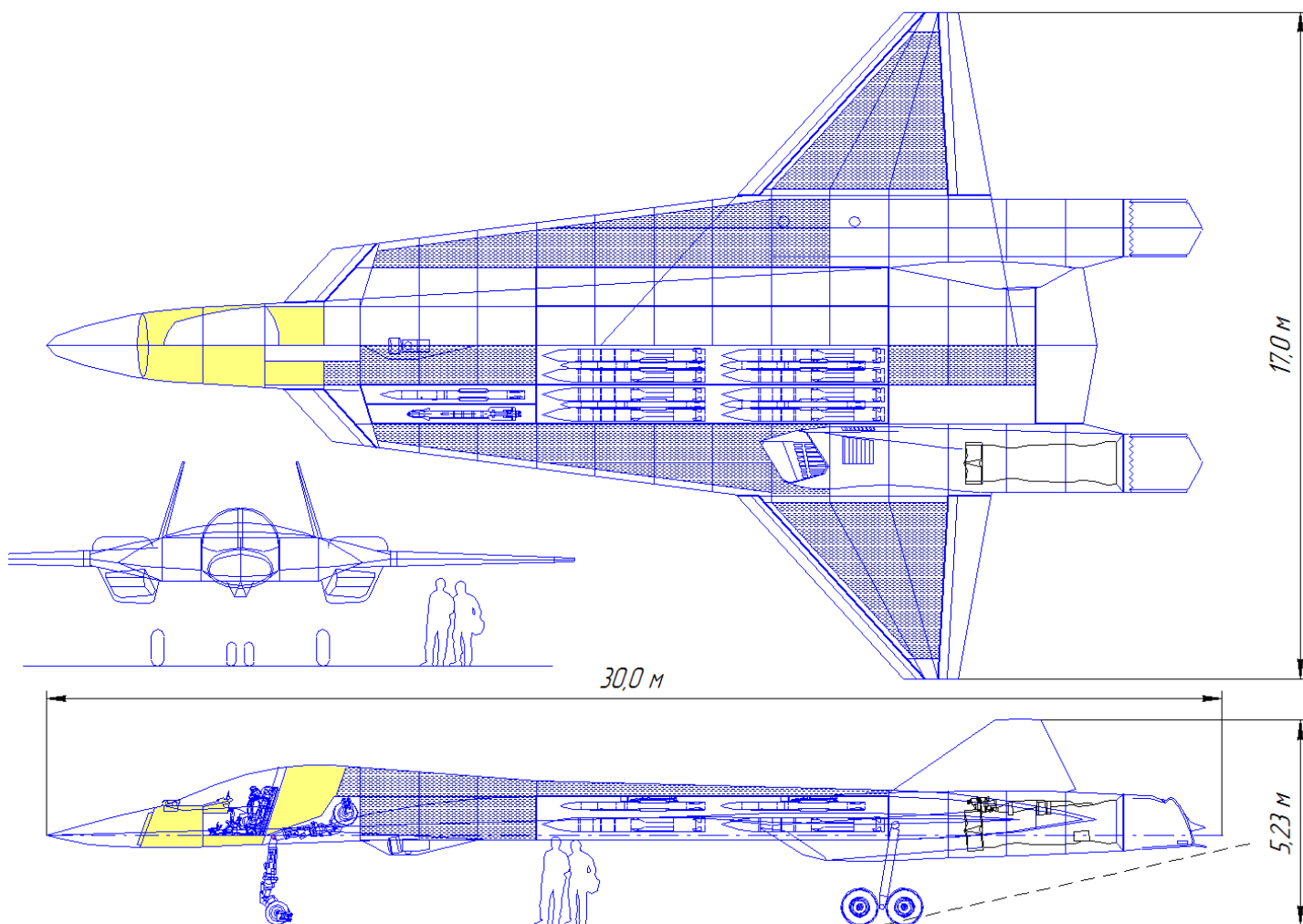
Максимальная боевая нагрузка в режиме «воздух-воздух»:

16 РВВ-БД (16 x 600 кг) + 16 УВКУ-50У (16 x 117 кг) + 4 РВВ-СД (4 x 190 кг) + 4 УВКУ-50Л (4 x 80 кг) + 4 РВВ-МД (4 x 110 кг) + 4 УВКУ-50Л (4 x 80 кг) = 13312 кг.

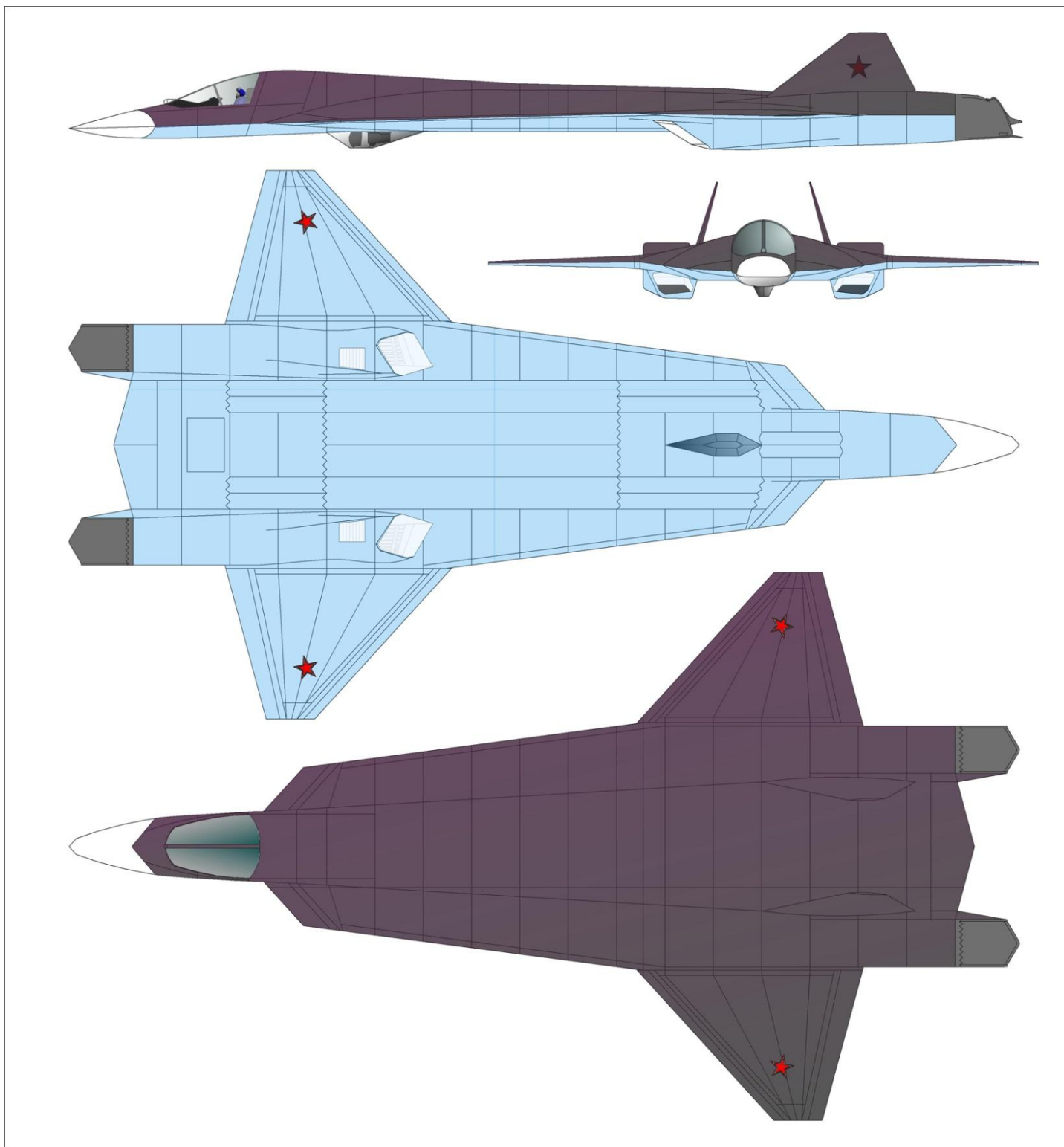
Нормальная боевая нагрузка в режиме «воздух-воздух»:

8 РВВ-БД (8 x 600 кг) + 8 УВКУ-50У (8 x 117 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + 2 УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 4 РВВ-МД (4 x 110 кг) + 4 УВКУ-50Л (4 x 80 кг) = 7036 кг.

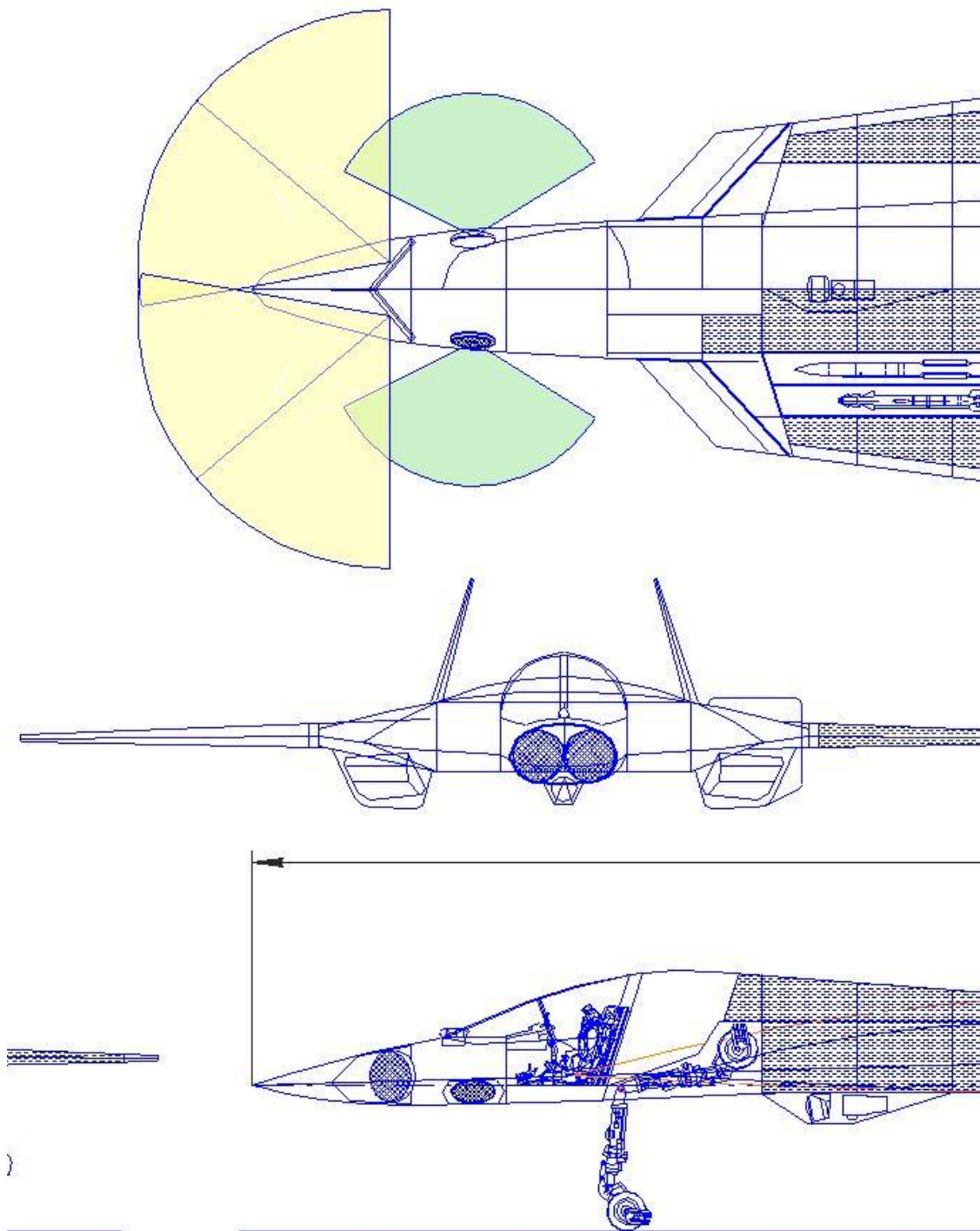
Вариант с совковыми воздухозаборниками:



Размещение больших отсеков бок-о-бок позволяет сократить длину самолета на два метра (28.5 м), при этом носовая часть и фюзеляжные закрылки смещаются назад. Снижаем вес, улучшаем переносимость перегрузок экипажем за счет уменьшения выноса кабины от центра тяжести.



Размещение антенн переднего и бокового обзора



Зона обзора МФП и МиГ-31.

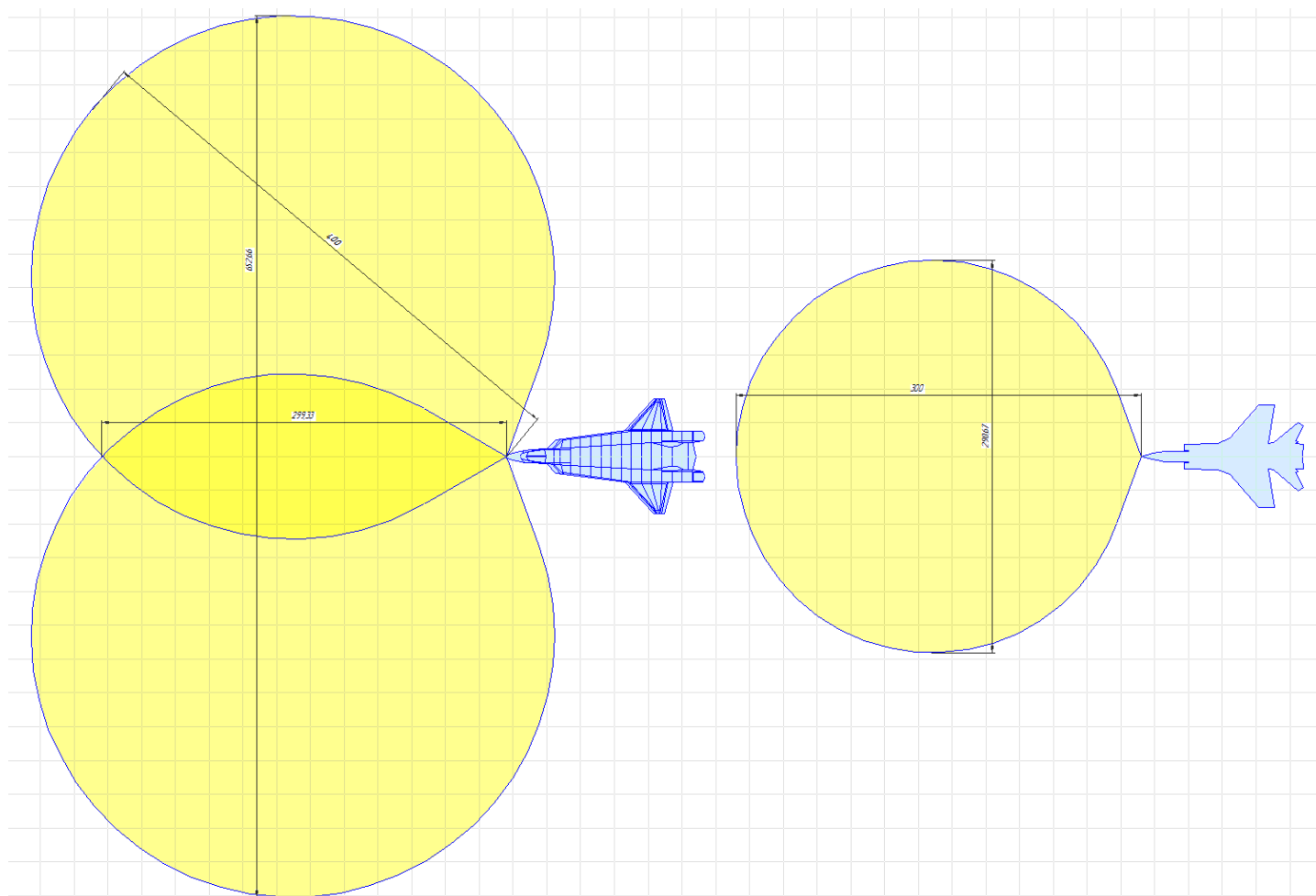
Дальность обнаружения целей прямо по курсу 288 км и 300 км соответственно. Ширина зоны 665 км и 291 км соответственно (разница более чем в два раза). Площадь зоны 216732 кв.км и 66700 кв.км (более чем в три раза)

За время полёта (около восьми часов) на крейсерской скорости 905 км/ч с нормальной боевой нагрузкой, МФП способен обследовать территорию площадью 3 890 061 км.

То есть 5 МФП могут контролировать всю территорию Российской Федерации.

Высота антенны 0.8 м, ширина антенны 1.0 м. Площадь антенны $0.63 \text{ кв.м} * 2 = 1.26 \text{ кв.м}$.

2400 приёмно-передающих модуля. (2 * 1200 ППМ).

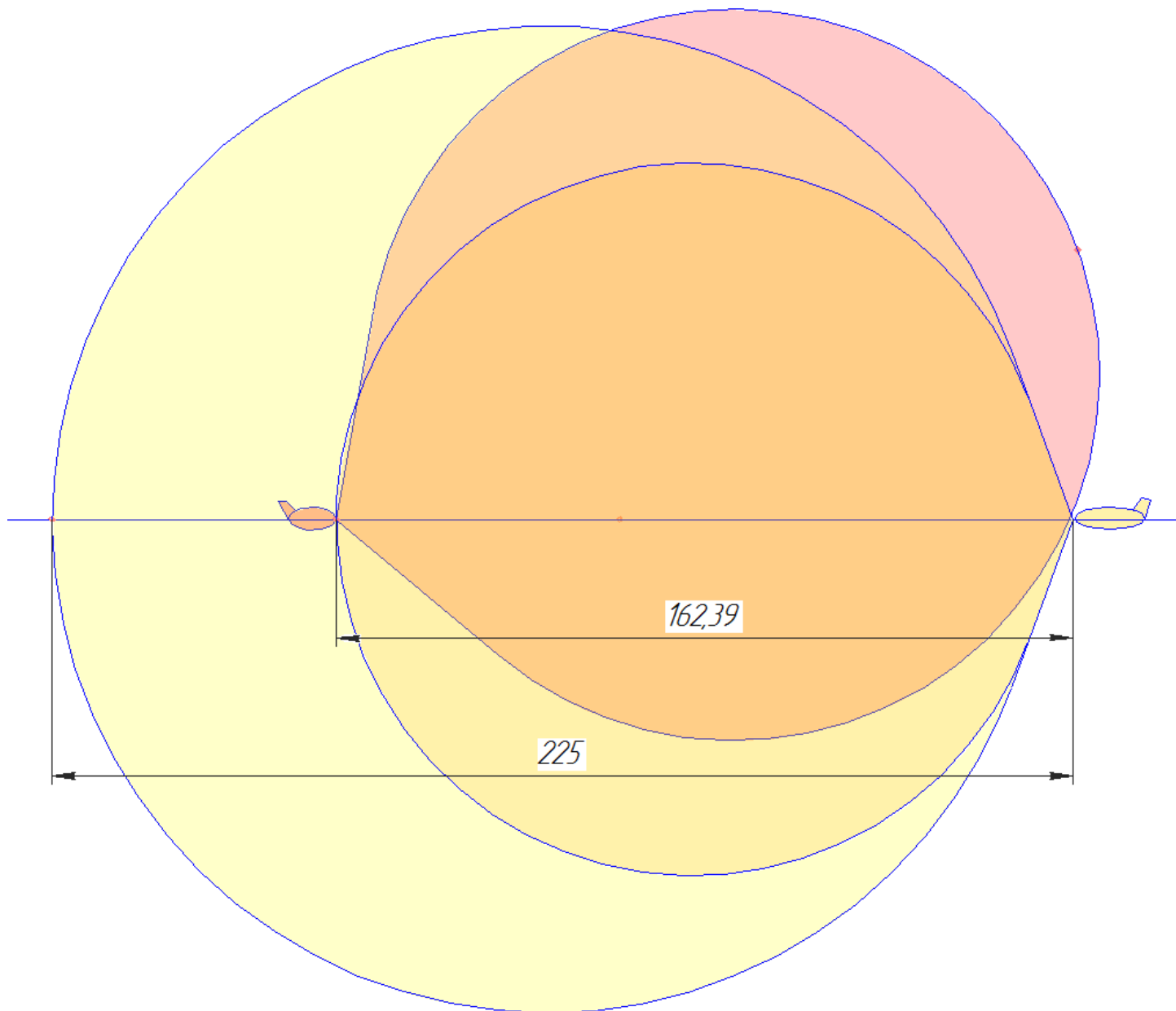


Взаимное обнаружение F-22 (слева) и МФП (справа)

Взаимное обнаружение МФП (ЭПР=0.5 кв.м) и гипотетического истребителя с ЭПР=0.3 кв.м у которого антенна стоит под углом 20 градусов вверх. Угол атаки 0 градусов, высота полёта одинаковая.

Слева F-22 и его розовая зона обнаружения, справа МФП и его жёлтая зона максимального обнаружения и тёмно-жёлтая - обнаружение строго по курсу.

При встрече строго в лоб самолёты обнаружат друг друга одновременно, на дальности ~162 км.

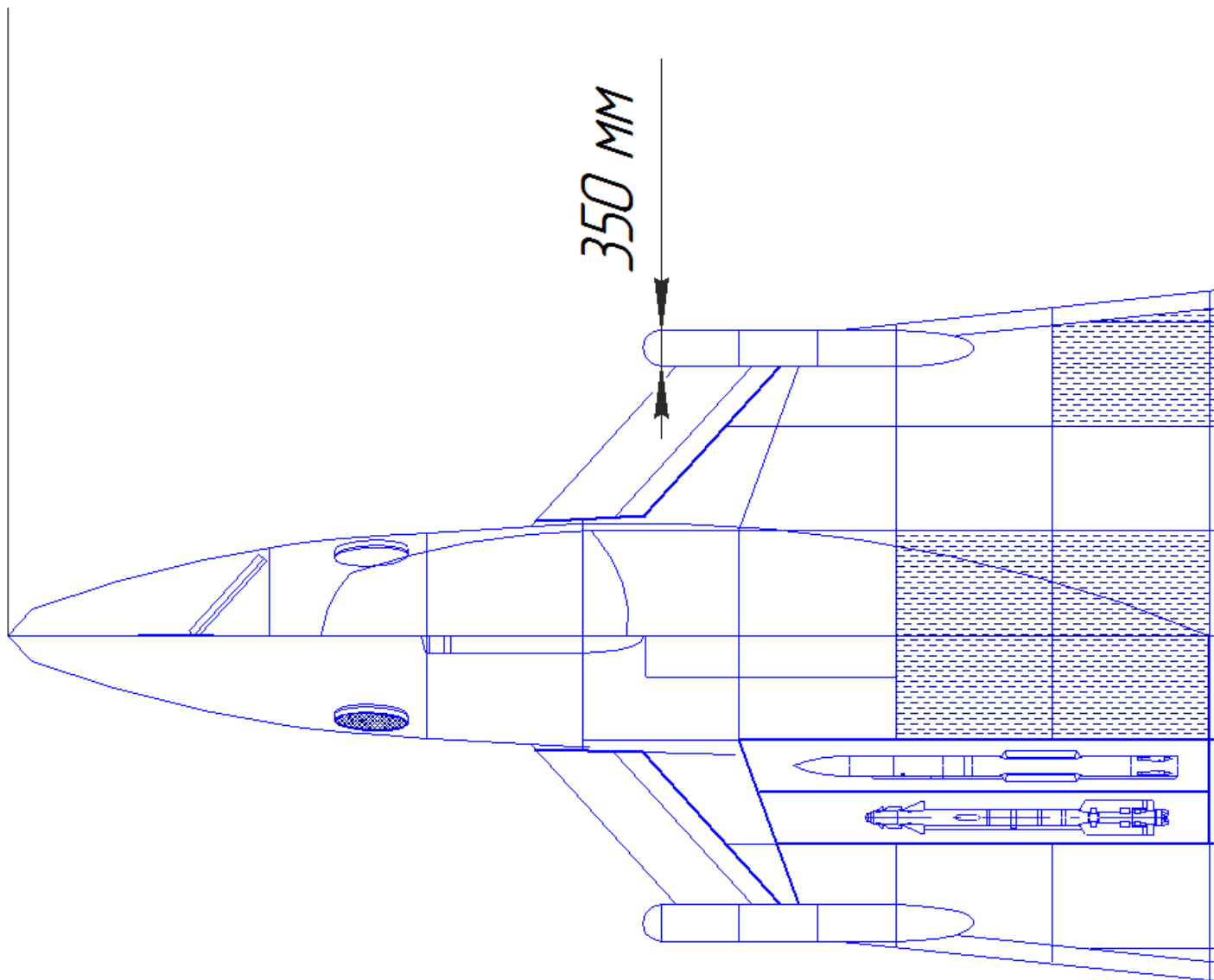


Вариант размещения аппаратуры квантовой оптической локационной системы (КОЛС)

Предполагаю, что в бою "стелс против стелса" включение РЛС на излучение станет дурным тоном. До обнаружения радар будет работать в режиме LPI, что резко снижает дальность и на первое место выходят пассивные методы, как то установленные на МФП оптико-локационные "поисковая" и "стрельбовая" станции.

Как нас уверяют французские коллеги, ОЛС с диаметром линзы 150 мм при благоприятных условиях соперничает в дальности обнаружения с РЛС. На МФП кроме такой системы есть и поисковая с диаметром линзы 300 - 400 мм.

Для МФП нужна оптико-локационная система превосходящая блок 42П у МиГ-31 (диаметр 350 мм), он сопровождает до 6 целей, сектор поиска 120 градусов, дальность обнаружения более 56 км.



Характеристики МФП полученные из условия выбора тяговооруженности и нагрузки на крыло.

относительная масса конструкции - 0,25 или $60 \text{ т} * 0,25 = 15 \text{ т}$.

относительная масса оборудования и управления - 0,10 или $60 \text{ т} * 0,1 = 6 \text{ т}$.

масса силовой установки, 3800 кг.

относительная масса топлива 0,3 или $60 \text{ т} * 0,3 = 18 \text{ т}$.

Сумма всех известных масс дала вес в первом приближении 57143 кг

Расчетная дальность полёта 6670 км.

коэффициент аэронавигационного запаса топлива - 1,07 (1260 кг)

удельный расход топлива; 0,62 кг/(кгс*ч) – для двигателя «изд.127»

крейсерская скорость самолёта; 905 км/ч, $M=0.85$

посадочная скорость самолёта; 70 м/с или 252 км/ч

аэродинамическое качество самолёта на крейсерском режиме полёта – 13.3 (0.9 K_{\max})

посадочный коэффициент подъёмной силы – 1.3

максимальный коэффициент подъёмной силы во взлётной конфигурации - 1,2

допустимый коэффициент подъёмной силы (из условия сваливания) - 1,3

скоростной напор при крейсерском режиме полёта – 686 кг/кв.м

скоростной напор при маневрировании – 721 кг/кв.м

допустимая эксплуатационная перегрузка – 6 при «боевом весе» 38500 кг (нормальная нагрузка и заправка – 50% топлива)

тяговооруженность на крейсерском режиме полёта – 0.183

длина разбега - 900 м

Набор высоты:

заданная скороподъёмность - 150 м/с

скорость полёта - 289 м/с или 1040 км/ч

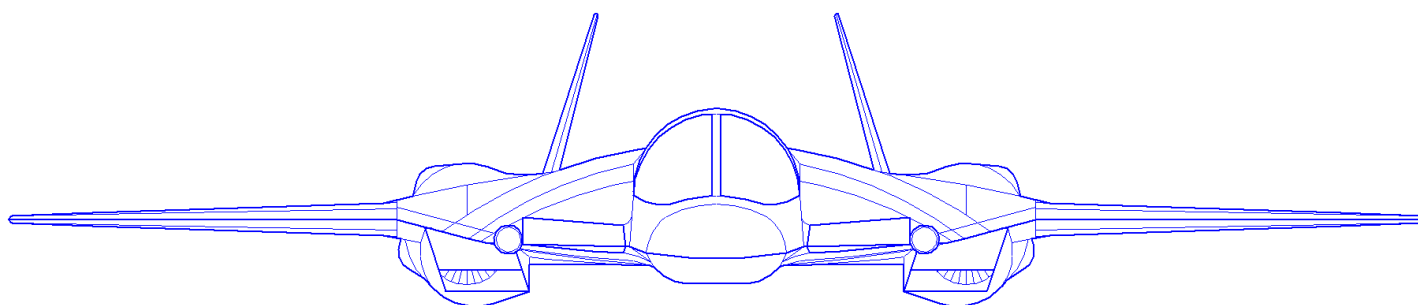
тяговооруженность на этом режиме 0.342

тяговооруженность на скорости полета $M=2.1$, $H=11 \text{ км}$ – 0.613

тяговооруженность на $g=6$ – 0.41

площадь оmyваемой поверхности 515 кв.м

удельный вес площади оmyваемой поверхности – 21 кг/кв.м



Вес

вес шасси – 0.035 или $60 \text{ т.} * 0.035 = 2100 \text{ кг}$

вес фюзеляжа 12875 кг

вес консолей крыла 1306 кг (обе)

вес вертикального оперения 300 кг (оба киля)

вес шасси 2100 кг

вес ПЧН 61 кг

вес планера без шасси – 14542 кг

вес планера с шасси – 16642 кг , принимаю из статистики **19800 кг**

вес служебной нагрузки – 1200 кг

вес силовой установки – 3800 кг

вес боевой нагрузки – 15000 кг

вес оборудования - 6000 кг

вес топлива – 18000 кг

вес самолета во втором приближении – 60965 кг

вес пустого: $16642 \text{ кг} + 6000 \text{ кг} = 22642 \text{ кг}$, реально достижимо **25800 кг**

вес служебный – 1200 кг (пилоты, расходные материалы и жидкости, боезапас пушки)

вес снаряженный $22642 \text{ кг} + 1200 \text{ кг} = 23842 \text{ кг}$, реально достижимо **27000 кг**

вес топлива нормальный – 9000 кг

вес нагрузки нормальный 6920 кг (в-з) или 7036 кг (в-в)

вес взлётный, нормальный:

$27000 \text{ кг} + 9000 \text{ кг} + 6920 \text{ кг}$ или $7036 \text{ кг} = 42920 \text{ кг}$ (в-з) или 43036 кг (в-в), принимаю – **43000 кг**

вес топлива максимальный – 18000 кг

вес нагрузки максимальный: 12920 кг (в-з) или 13312 кг (в-в)

вес взлётный максимальный:

$27000 \text{ кг} + 18000 \text{ кг} + 12920 \text{ кг}$ или $13312 \text{ кг} = 57920 \text{ кг}$ (в-з) или 58312 кг (в-в), принимаю – **58300 кг**

дозвуковая крейсерская скорость – 905 км/ч или $M=0.85$, $H=11 \text{ км}$.

максимальная крейсерская скорость – 1562 км/ч или $M=1.47$, $H=11 \text{ км}$.

максимальная скорость – 2500 км/ч или $M=2.35$, $H=11 \text{ км}$., ограничение по двигателю.

(взлетный вес 45000 кг , скорость 905 км/ч , высота 11 км , время полёта ~ 7.4 часа)

дальность полёта – 6670 км

(взлетный вес 36000 кг , скорость 905 км/ч , высота 11 км , время полёта ~ 3.75 часа)

дальность полёта – 3400 км

потребная тяга на сверхзвуковой крейсерской скорости 14000 кгс , расход топлива 1.0 кг/кгс*ч или

$14000 \text{ кгс} * 1.0 \text{ кг/кгс*ч} = 14000 \text{ кг/ч}$, вес топлива 18000 кг , время полёта $18000 \text{ кг} : 14000 \text{ кг/ч} = 1.285 \text{ ч}$.,

дальность полёта 2000 км .

(взлетный вес 45000 кг , скорость 1562 км/ч , высота 11 км , время полёта ~ 1.28 часа)

дистанция разбега / пробега 1000 м

Подвесные баки

Принимаю два типоразмера подвесного бака: ПТБ-3500 и ПТБ-1750 кг

ПТБ-3500.

Площадь фронтальной стенки 0.8 кв.м, длина бака 4.4 м, объём бака $4.4 \text{ м} * 0.8 \text{ кв.м} = 3.52 \text{ куб.м}$

Вес топлива $3.52 \text{ куб.м} * 785 \text{ кг/куб.м} * 0.9 \text{ (коэффициент заполняемости)} = 2500 \text{ кг.}$

Вес заправленного бака $2500 \text{ кг} : 0.87 = 2900 \text{ кг.}$ Вес пустого бака 400 кг.

ПТБ-1750

Площадь фронтальной стенки 0.4 кв.м, длина бака 4.4 м, объём бака $4.4 \text{ м} * 0.4 \text{ кв.м} = 1.76 \text{ куб.м}$

Вес топлива $1.76 \text{ куб.м} * 785 \text{ кг/куб.м} * 0.9 \text{ (коэффициент заполняемости)} = 1300 \text{ кг.}$

Вес пустого бака 300 кг. + (усилители, коммуникации под АКУ) = 350 кг

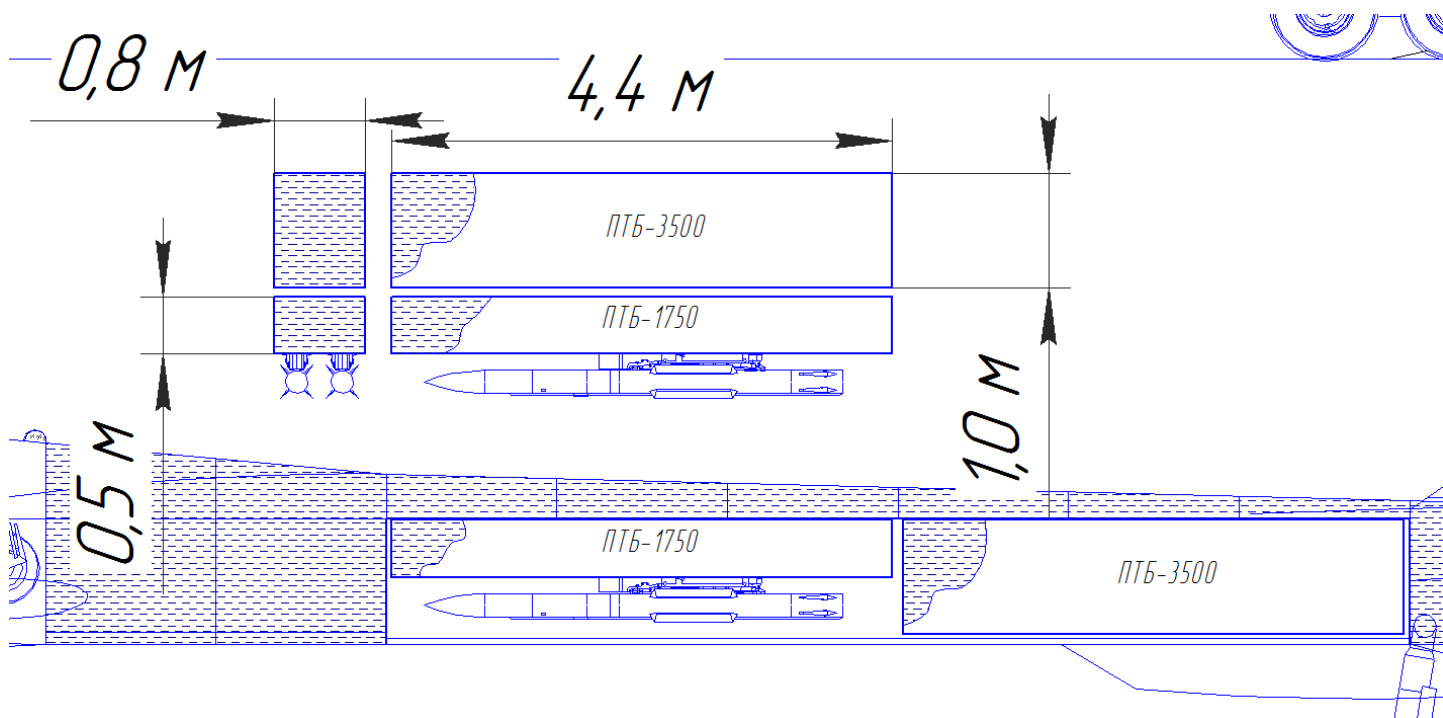
Вес заправленного бака без ракет и АКУ $350 \text{ кг} + 1300 \text{ кг} = 1650 \text{ кг}$

Вес топлива в перегоночной конфигурации с 4 ПТБ-3500 и 2 ПТБ-1750 в отсеках:

Вес топлива: $18000 \text{ кг} + 4 * 2500 \text{ кг} + 2 * 1300 \text{ кг} = 30600 \text{ кг.}$

Вес взлётный: $27000 \text{ кг} + 18000 \text{ кг} + 12600 \text{ кг} = 57600 \text{ кг}$

Дальность полета: $30600 \text{ кг} : 2.8 \text{ кг/км} = \text{не более } 10900 \text{ км.}$



Максимальная дальность с двумя крылатыми ракетами

Вес нагрузки

$2 \text{ X-101} (2 * 2500 \text{ кг}) + 2 \text{ БД} (2 * 500 \text{ кг}) + 2 \text{ РВВ-СД} (2 * 190 \text{ кг}) + \text{УВКУ-50Л} (2 * 80 \text{ кг}) + 2 \text{ РВВ-МД} (2 * 110 \text{ кг}) = 6760 \text{ кг.}$

$60000 \text{ кг} - (27000 \text{ кг} + 18000 \text{ кг} + 6760 \text{ кг}) = 8240 \text{ кг}$

Вес подвесных баков: $2 * 2900 \text{ кг} (2 \text{ ПТБ-3500}) = 5800 \text{ кг}$

Вес топлива $18000 \text{ кг} + 10000 \text{ кг} = 23000 \text{ кг,}$

$S_{\text{ч}} = 0.62 * 60000 \text{ кг} / 13.3 = 2797 \text{ кг/ч, (часовой расход топлива)}$

Находим вес топлива на горизонтальный полёт:

$23000 \text{ кг} * 0.85 = 19550 \text{ кг}$

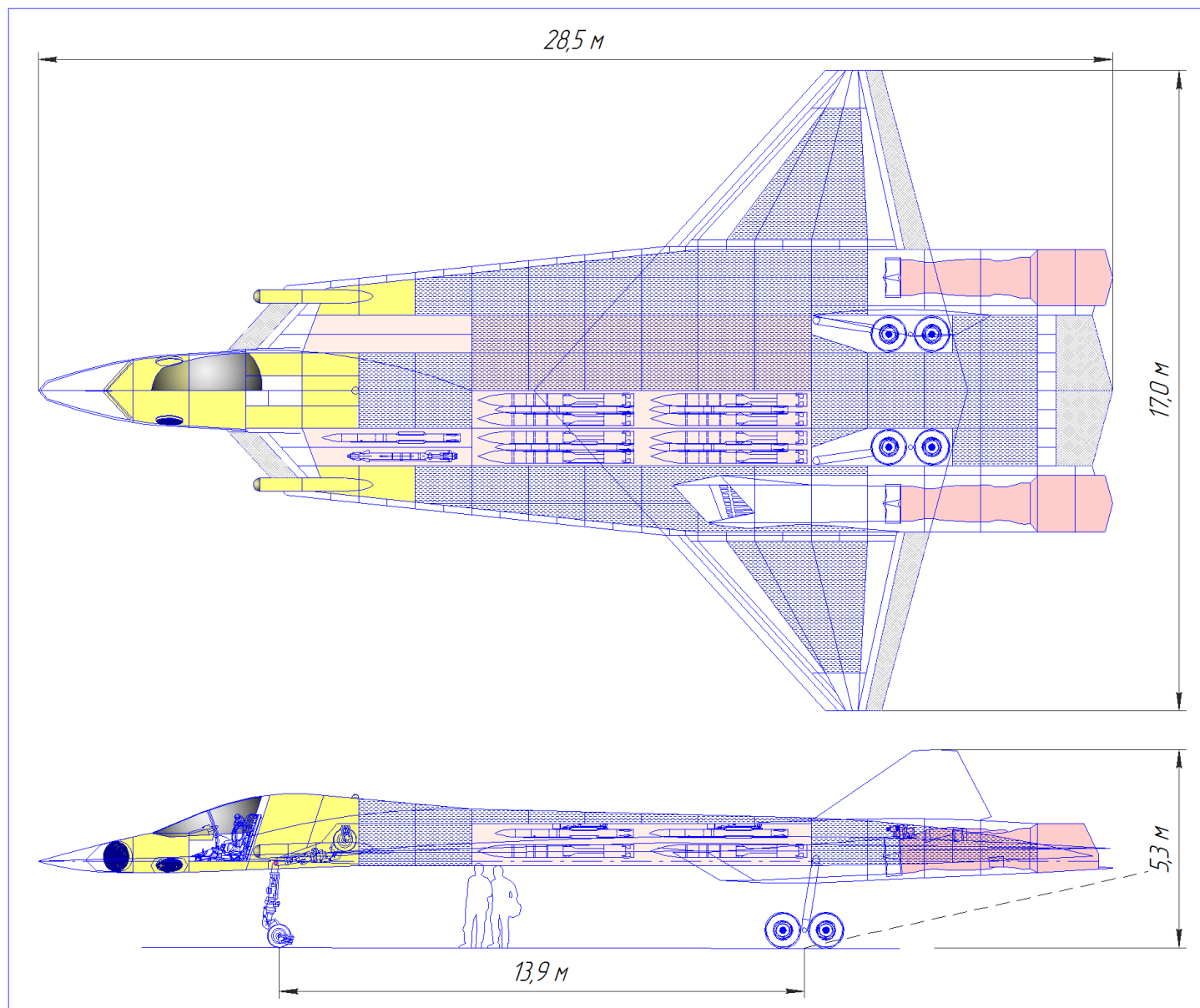
$19550 \text{ кг} : 2797 \text{ кг/ч} = 7 \text{ ч}$

Дальность полёта $905 \text{ км/ч} * 7 \text{ ч} = 6325 \text{ км}$.

Километровый расход топлива $23000 \text{ кг} : 6325 \text{ км} = 3.63 \text{ кг/км}$

дальность действия комплекса $6325 \text{ км} : 2 + 5500 \text{ км} = 8660 \text{ км}$, две цели.

Компоновка варианта с гибким крылом



Изменение дальности полёта с ростом массы самолёта

Так как в горизонтальном полете $P_{II} = \frac{G}{r_{САМОЛ}}$, то из формулы найдем часовой расход

$$Ch = \frac{C_p \cdot G}{r_{САМОЛ}}$$

где G - вес самолета, кг;

$r_{с-та}$ - аэродинамическое качество самолета.

При увеличении полетного веса самолета величина $\frac{G}{r_{САМОЛ}}$ увеличивается, следовательно, увеличиваются часовой и километровый расходы топлива, что ведет к уменьшению дальности и продолжительности полета.

Дальность 6670 км, время полёта 6670 км : 905 км/ч = 7.37 ч (без ПТБ и нагрузки)

$$Cч = C_p \cdot G / K = 0.62 \cdot 45000 \text{ кг} / 13.3 = 2098 \text{ кг/ч}$$

Расход топлива на перемещение 2098 кг/ч * 7.37 ч = 15462.3 кг. (15% - остаток)

Остаток 2538 кг – 1260 кг (аэронавигационный запас) = 1278 кг (прогрев, не сливаемый остаток и прочее)

$$Cч = 0.62 \cdot 60000 \text{ кг} / 13.3 = 2797 \text{ кг/ч},$$

15462.3 кг (вес топлива на горизонтальный полёт) : 2797 кг/ч = 5.53 ч

Дальность полёта 905 км/ч * 5.53 ч = **5000 км. (дальность с максимальным взлетным весом без ПТБ)**

Радиус действия 1750 км

$Cч = 0.62 \cdot 57600 \text{ кг} / 13.3 = 2685 \text{ кг/ч}$, вес топлива 30600 кг, вес топлива на горизонтальный полет 26000 кг., 26000 кг : 2685 кг/ч = 9.68 ч

Дальность полёта 905 км/ч * 9.68 ч = **8760 км. (перегоночная дальность)**

Нормальный взлетный вес

$Cч = 0.62 \cdot 43000 \text{ кг} / 13.3 = 2004.5 \text{ кг/ч}$, вес топлива 9000 кг, вес топлива на горизонтальный полёт 7650 кг, 7650 кг : 2004.5 кг/ч = 3.82 ч.

Дальность полёта 905 км/ч * 3.82 ч = **3454 км, радиус действия 1200 км.**

Максимальная дальность с нормальной нагрузкой в операции «воздух-земля»

Нормальная боевая нагрузка в режиме «воздух-земля»:

2 X-101 (2 x 2500 кг) + 2 БД (2 x 500 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 2 РВВ-МД (2 x 110 кг) + УВКУ-50Л (2 x 80 кг) = 6920 кг.

60000 кг – (27000 кг + 18000 кг + 6920 кг) = 8080 кг – лимит на ПТБ

2 ПТБ-3500 5800 кг, 2 ПТБ-1750 3300 кг, общий вес ПТБ – 9100 кг, требуется недолив топлива в размере 9100 кг – 8080 кг = 1020 кг.

Вес топлива 18000 кг внутри, в ПТБ 5000 кг + 2600 кг – 1020 кг = 6580 кг, итого 18000 кг + 6580 кг = 24580 кг. на горизонтальный полет расходуется 24580 кг * 0.85 = 20893 кг

$Cч = 0.62 \cdot 60000 \text{ кг} / 13.3 = 2797 \text{ кг/ч}$, время полета 20893 кг : 2797 кг/ч = 7.47 ч

Дальность полёта 7.47 ч * 905 км/ч = **6760 км. Радиус действия 6760 км * 0.35 = 2366 км.**

Максимальная дальность с нормальной нагрузкой в операции «воздух – воздух»

Нормальная боевая нагрузка в режиме «воздух-воздух»:

8 РВВ-БД (8 x 600 кг) + 8 УВКУ-50У (8 x 117 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + 2 УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 4 РВВ-МД (4 x 110 кг) + 4 УВКУ-50Л (4 x 80 кг) = 7036 кг.

60000 кг – (27000 кг + 18000 кг + 7036 кг) = 7964 кг – лимит на ПТБ

2 ПТБ-3500 5800 кг, 1 ПТБ-1750 1650 кг, общий вес ПТБ – 7450 кг.

Вес топлива 18000 кг внутри, в ПТБ 5000 кг + 1650 кг = 6650 кг, итого 18000 кг + 6650 кг = 24650 кг. на горизонтальный полет расходуется 24650 кг * 0.85 = 20953 кг

Сч = 0.62 * 60000 кг / 13.3 = 2797 кг/ч, время полета 20953 кг : 2797 кг/ч = 7.49 ч

Дальность полёта 7.49 ч * 905 км/ч = **6779 км**. Радиус действия 6779 км * 0.35 = **2373 км**.

Типовая операция «Полёт с нормальной боевой нагрузкой»

6:00 Начало летной смены. Начинается подготовка самолета к вылету.

К месту стоянки подвозится боезапас:

8 РВВ-БД (8 x 600 кг) + 8 УВКУ-50У (8 x 117 кг) + 2 РВВ-СД (2 x 190 кг) + 2 УВКУ-50Л (2 x 80 кг) + 4 РВВ-МД (4 x 110 кг) + 4 УВКУ-50Л (4 x 80 кг) = 7036 кг.

2 ПТБ-3500 5800 кг, 1 ПТБ-1750.

Норматив времени на погрузку 5 минут / ракета, 10 минут / ПТБ. При работе двух погрузчиков получаем (14 ракет * 5 мин.) : 2 = 35 минут. (3 ПТБ * 10 мин.) : 1.5 = 20 минут. Общее время работы с боезапасом 55 минут. Параллельно снаряжается пушка. Принимаю – 1 час.



7:00 Начало заправки.

Вес топлива 24650 кг. / 31401 литр. Скорость заправки машиной АТЗ-22-44202 2000 л/мин.

Время полной заправки не более 20 минут.

Параллельно производится заправка другими жидкостями и газами.

Вес самолета 58686 кг.



7:20 Запуск. Прогрев. Время работы двигателей **10 минут**.

Режим работы двигателей «малый газ» - 2 x 300 кгс = 600 кгс.

600 кгс * 0.62 кг/кгс*ч = 400 кг/ч. Расход топлива 100 кг.

7:30 Начало движения. (Скорость руления должна обеспечивать безопасность движения самолёта и исключать возможность столкновения с препятствиями, но не превышать на прямой 50 км/ч, на развороте 20 км/ч при радиусе разворота не менее 15 м.) Принимаю среднюю скорость руления 30 км/ч. Дистанция выхода на исполнительный старт аэродрома Мончегорск – 300 метров. Время руления 0.3 км : 30 км/ч = 0.01 ч или **2 минуты**.

600 кгс * 0.62 кг/кгс*ч = 400 кг/ч. Расход топлива 50 кг.

7.35 Взлёт

Вес на исполнительном старте 58686 кг – 150 кг = 58536 кг.

Форсажный режим работы двигателей, расход топлива 1.92 кг/кгс*ч, тяга 2 * 16600 кгс (по графику для средней скорости взлёта) = 63744 кг/ч.

Время работы двигателей на форсаже – 5 минут. Расход топлива 5312 кг.

Вес самолёта после взлёта 53224 кг.

7:40 Набор высоты

Скороподъемность 150 м/с, скорость полёта 289 м/с (1040 км/ч), потребная тяговооруженность на этом режиме 0.342, что соответствует тяге 18126 кгс. Расход топлива на режиме максимал 0.75 кг/кгс*ч. Или $18126 \text{ кгс} * 0.75 \text{ кг/кгс*ч} = 13600 \text{ кг/ч}$. Время набора высоты 11000 м – 80 сек. Расход 300 кг.

Вес самолета после набора высоты 11 км – 52924 кг.

7:42 Крейсерский режим полёта

Вес топлива после набора высоты 24650 кг – 5762 кг = 18888 кг.

Посадочный вес 27000 кг (снаряженный) + 7036 кг (нагрузка) + 1000 кг (АНЗ) = 35036 кг.

Средний полётный вес $53224 - (53224 \text{ кг (вес после взлета)} - 35036 \text{ кг (посадочный вес)}) : 2 = 44130 \text{ кг}$.

Тяговооруженность 0.183, что соответствует тяге $44130 \text{ кг} * 0.183 = 8076 \text{ кгс}$. Расход топлива $8076 \text{ кгс} * 0.62 \text{ кг/кгс*ч} = 5000 \text{ кг/ч}$.

Вес топлива на крейсерский полёт 18888 кг (после набора высоты) – 1000 кг (АНЗ) – 1200 кг (посадка) = 16688 кг

Время полёта на этом режиме $16688 \text{ кг} : 5000 \text{ кг/ч} = 3.34 \text{ ч}$

Дальность полёта $3.34 \text{ ч} * 905 \text{ км/ч} = 3000 \text{ км}$. Радиус предельный $3000 \text{ км} : 2 = 1500 \text{ км}$.

11:17 Посадка. Касание, режим работы двигателей «реверс тяги» 2 * 16600 кгс. Время работы в этом режиме 1 минута. Расход топлива 63744 кг/ч, или 1100 кг.

11:18 Руление.

Время руления $0.3 \text{ км} : 30 \text{ км/ч} = 0.01 \text{ ч}$ или **2 минуты**. $600 \text{ кгс} * 0.62 \text{ кг/кгс*ч} = 400 \text{ кг/ч}$. Расход топлива 50 кг.

11:20 Стоп. Завершение работы двигателей – 5 минут. Расход топлива 50 кг.



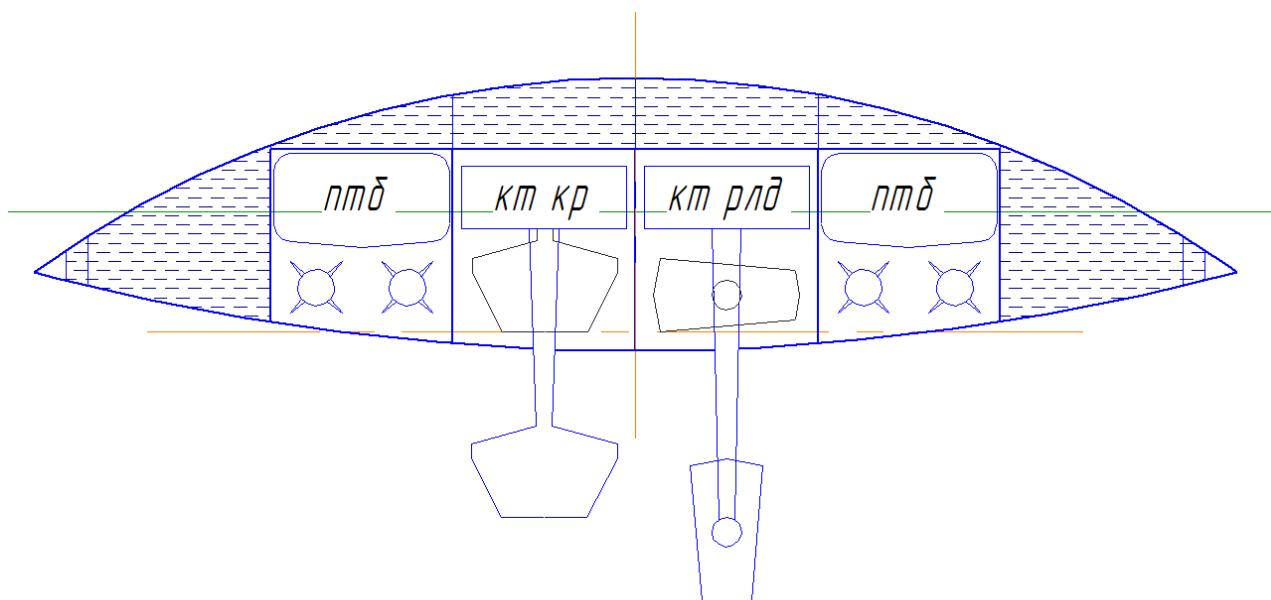
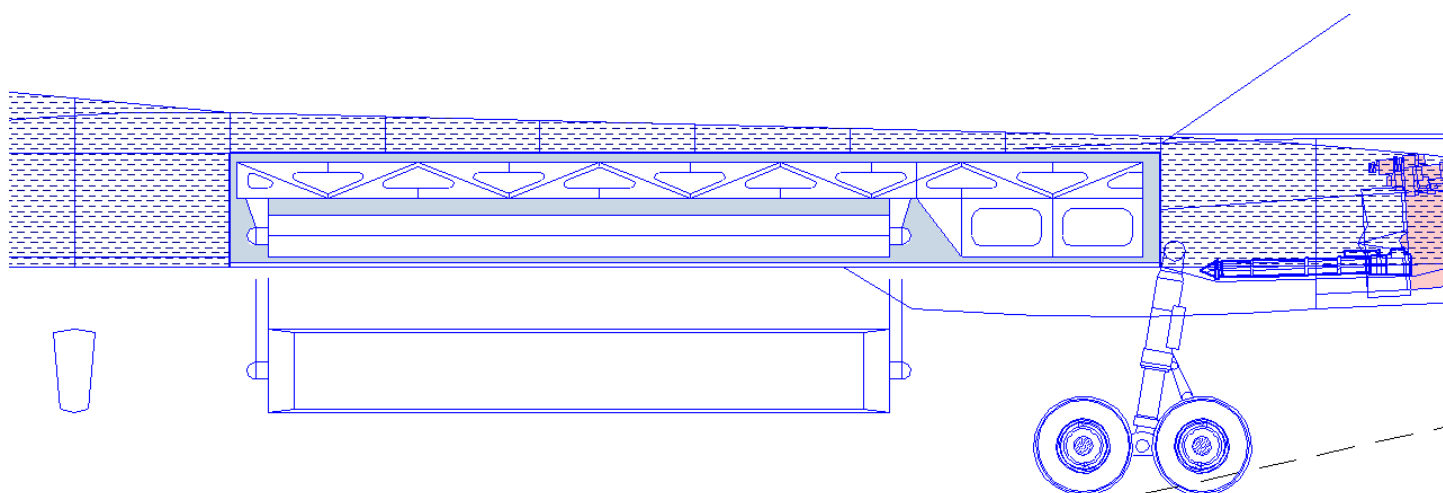
Вариант размещения баков и специальных контейнеров в отсеках

Самолёт комплексной разведки и управления (СКРиУ) на базе МФП. В средних отсеках выдвижной контейнер комплексной разведки (КТ КР) и контейнер ДРЛО с выдвижной АФАР (КТ РЛД), в крайних отсеках подвесные баки с узлами подвески РВВ-СД.

Самолёт радиоэлектронного противодействия (СРЭП) на базе МФП. В среднем отсеке выдвижной контейнер комплексной разведки (КТ КР), в соседнем ракеты Х-58 или Х-31. В боковых отсеках подвесные баки с возможностью подвески РВВ-СД.

Самолёт ПЛО (СПЛО) на базе МФП. В средних отсеках контейнер ДРЛО с выдвижной АФАР (КТ РЛД), контейнер ПЛО + оружие ПЛО. В боковых отсеках баки. Возможна внешняя подвеска датчика магнитных аномалий.

На рисунке вариант исполнения контейнера РЛД, антенна в сложенном состоянии полностью убирается в отсек. В рабочем положении створки отсека закрыты



Типовая операция «Дежурный вылет»

Боевая нагрузка для повседневного дежурного вылета:

$$4 \text{ РВВ-МД} (4 * 110 \text{ кг}) + 6 \text{ РВВ-СД} (6 * 190 \text{ кг}) + 6 \text{ УВКУ-50Л} (6 * 80 \text{ кг}) = 2060 \text{ кг} (3.5 \%)$$

Вес топлива в такой конфигурации с 4 ПТБ-3500 (4 x 2900 кг = 11600 кг) в отсеках:

$$\text{Вес топлива: } 18000 \text{ кг} + 4 * 2500 \text{ кг} = 28000 \text{ кг.}$$

$$\text{Вес взлётный: } 27000 \text{ кг (снаряженный)} + 18000 \text{ кг (топливо)} + 11600 \text{ кг (ПТБ-3500)} + 2060 \text{ кг (нагрузка)} \\ = 58660 \text{ кг}$$

Расчёт расхода топлива.

Прогрев, 10 мин, 100 кг.

Руление, 2 мин, 50 кг.

Взлёт, 5 мин, 5312 кг.

Набор высоты, 80 сек, 300 кг.

Вес самолета после набора высоты:

$$58660 \text{ кг} - 100 \text{ кг} - 50 \text{ кг} - 5312 \text{ кг} - 300 \text{ кг} = 52898 \text{ кг}$$

Вес топлива после набора высоты:

$$28000 \text{ кг} - 100 \text{ кг} - 50 \text{ кг} - 5312 \text{ кг} - 300 \text{ кг} = 22238 \text{ кг}$$

Крейсерский режим полёта

$$\text{Посадочный вес } 27000 \text{ кг (снаряженный)} + 2060 \text{ кг (нагрузка)} + 1000 \text{ кг (АНЗ)} = 30060 \text{ кг.}$$

$$\text{Средний полётный вес } 53198 \text{ кг} - (53198 \text{ кг (вес после взлета)} - 30060 \text{ кг (посадочный вес)} : 2) = 41629 \text{ кг.}$$

$$\text{Тяговооруженность } 0.183, \text{ что соответствует тяге } 41629 \text{ кг} * 0.183 = 7618 \text{ кгс. Расход топлива } 7618 \text{ кгс} * 0.62 \text{ кг/кгс} * \text{ч} = 4723 \text{ кг/ч.}$$

$$\text{Вес топлива на крейсерский полёт } 22238 \text{ кг (после набора высоты)} - 1000 \text{ кг (АНЗ)} - 1200 \text{ кг (посадка)} = 20038 \text{ кг}$$

$$\text{Время полёта на этом режиме } 20038 \text{ кг} : 4723 \text{ кг/ч} = 4.24 \text{ ч}$$

$$\text{Дальность полёта } 4.24 \text{ ч} * 905 \text{ км/ч} = 3840 \text{ км. Радиус предельный } 3840 \text{ км} : 2 = 1920 \text{ км.}$$

Перегоночная дальность

Вес топлива в перегоночной конфигурации с 4 ПТБ-3500 и 2 ПТБ-1750 в отсеках:

$$\text{Вес топлива: } 18000 \text{ кг} + 4 * 2500 \text{ кг} + 2 * 1300 \text{ кг} = 30600 \text{ кг.}$$

$$\text{Вес взлётный: } 27000 \text{ кг} + 18000 \text{ кг} + 12600 \text{ кг} = 57600 \text{ кг}$$

Расчёт расхода топлива.

Прогрев, 10 мин, 100 кг.

Руление, 2 мин, 50 кг.

Взлёт, 5 мин, 5312 кг.

Набор высоты, 80 сек, 300 кг.

Вес самолета после набора высоты:

$$57600 \text{ кг} - 100 \text{ кг} - 50 \text{ кг} - 5312 \text{ кг} - 300 \text{ кг} = 51838 \text{ кг}$$

Вес топлива после набора высоты:

$$30600 \text{ кг} - 100 \text{ кг} - 50 \text{ кг} - 5312 \text{ кг} - 300 \text{ кг} = 24838 \text{ кг}$$

Крейсерский режим полёта

Посадочный вес 27000 кг (снаряженный) + 4 * 400 кг (4 ПТБ-3500) + 2 * 350 кг (2 ПТБ-1750) + 1000 кг (АНЗ) = 30300 кг.

Средний полётный вес 52138 кг - (52138 кг (вес после взлета) – 30300 кг (посадочный вес) : 2) = 41219 кг.

Тяговооруженность 0.183, что соответствует тяге 41219 кг * 0.183 = 7543 кгс.

Расход топлива 7543 кгс * 0.62 кг/кгс*ч = 4676,7 кг/ч.

Вес топлива на крейсерский полёт 24838 кг (после набора высоты) – 1000 кг (АНЗ) – 1200 кг (посадка) = 22638 кг

Время полёта на этом режиме 22638 кг : 4676,7 кг/ч = 4.84 ч

Дальность полёта 4.84 ч * 905 км/ч = 4381 км. – явная ошибка

Тоже для Су-27.

При определении относительной массы топлива получаем оптимистичные 3823 км при весе топлива 25% - 7637 кг.

При определении тяговооруженности из условия обеспечения крейсерского полёта наоборот получаем 0.33.

Вес вырабатываемого топлива 7637 - (7637 кг : 1.07 (АНЗ)) = 7137 кг

Средний полётный вес 30550 кг - 6000 кг (нагрузка) - (7137 кг : 2 (топливо)) = 20982 кг.

Потребная тяга 20982 кг * 0.33 = 6924 кгс.

Расход топлива 6924 кгс * 0.67 кг/кгс*ч = 4639 кг/ч

Время полёта 7137 кг : 4639 кг/ч = 1.54 ч

Перегоночная дальность 905 км/ч * 1.54 ч = 1392 км

Километровый расход топлива 7637 кг : 1392 км = 5.49 кг/км.

А что же в реальности?

Километровый расход 9400 кг : 3680 км = 2.554 кг/км (46.5% от расчетного)

Вес полной заправки 9400 кг, без АНЗ 9400 кг : 1.07 = 8785 кг.

Дальность полета 3680 км, время полёта 3680 км : 905 км/ч = 4 ч

Расход топлива 8785 кг : 4 ч = 2196.25 кг/ч

Тяга при крейсерском расходе 0.67 кг/кгс*ч, 2196.25 кг/ч : 0.67 кг/кгс*ч = 3278 кгс (1639 кгс на один двигатель)

Находим средний полётный вес.

Вес снаряженного 17500 кг

Вес топлива 9400 кг, половина вырабатываемого 8785 кг : 2 = 4393 кг

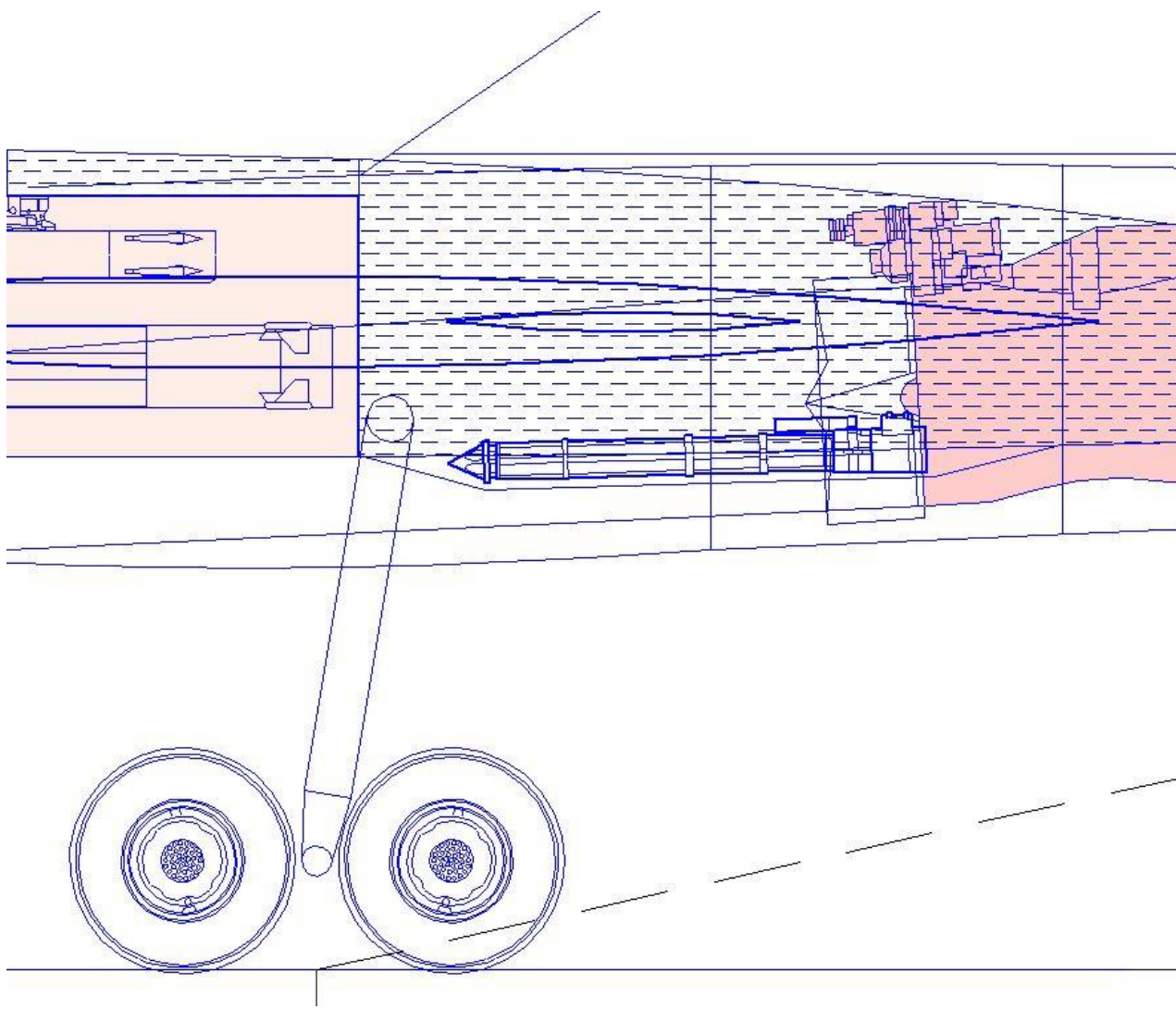
Средний полётный вес 17500 кг + 4393 кг = 21893 кг

Тяговооруженность 3278 кгс : 21893 кг = 0.15, что меньше расчётного в 2.2 раза.

масса в первом приближении	кг	28188,57143
Определение относительной массы топлива		
коэффициент АНЗ		1,07
расчётная дальность полета	км	3680
удельный расход топлива	кг/(кгс*ч)	0,67
качество на крейс.режиме		10,406
крейсерская скорость самолёта	км/ч	905
крейс. Число М	М	0,85
относительная масса топлива		0,246468729
расчётная дальность полёта	км	3823,308144
обеспечение горизонтального полета		
крейсерская скорость	М	0,85
изменение тяги по скорости		1,01085875
качество на крейсерской скорости		9,9
P2		0,333083467

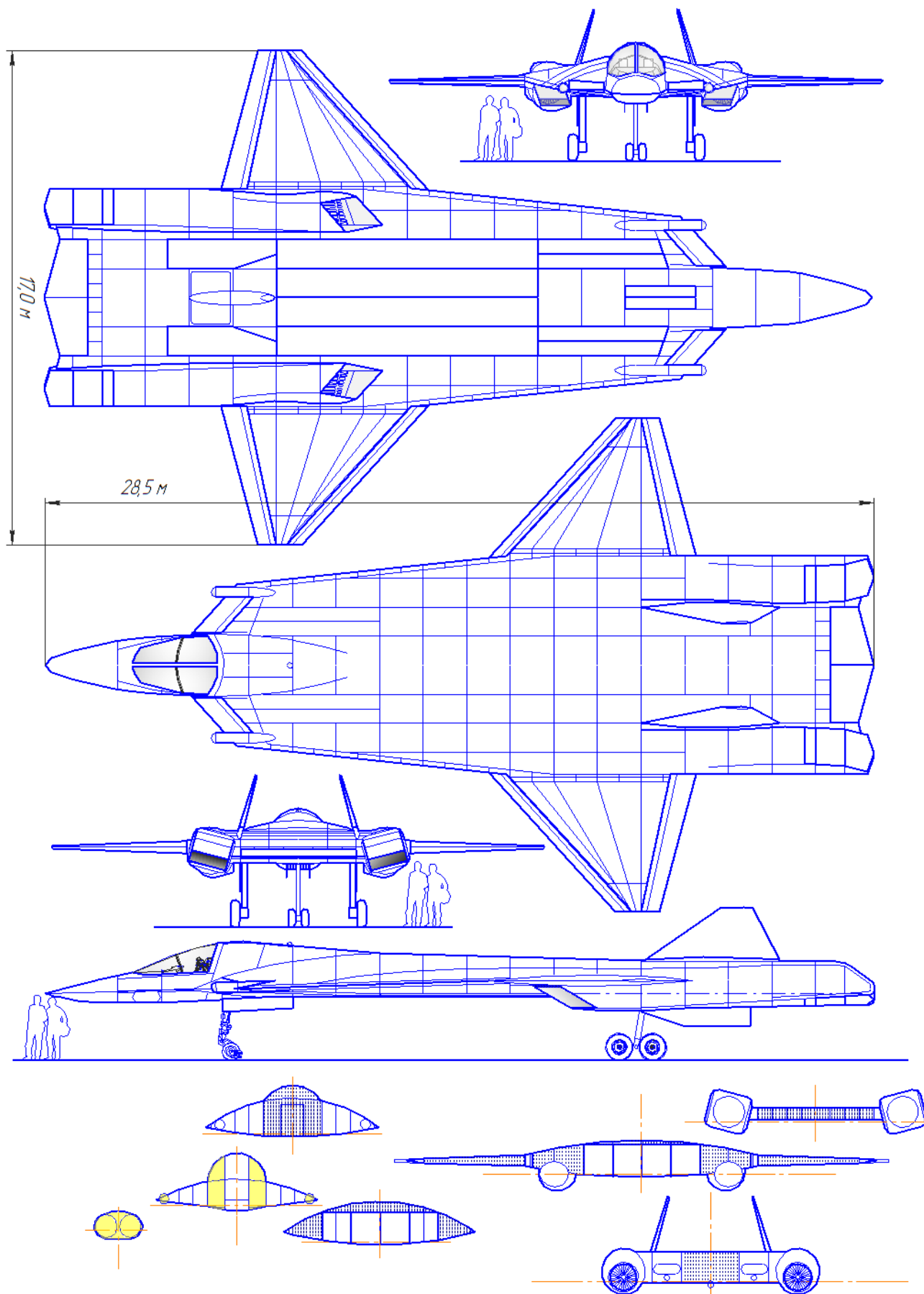
Размещение пушки ГШ-6-30,

боезапас 300 выстрелов, Помятуя какие проблемы вызывала стрельба из неё на Су-24 и МиГ-27 вешаем агрегат подалше от оборудования и поближе к силовому шпангоуту. Есть смысл сделать арт.установку подвижной.



№	агрегат	профиль	план		фас	объем	плотность	вес	координата		момент	координата центра масс	вес	координата		момент	координата центра масс	
			кв.м	кв.м					куб.м	кг/куб.м				кг	м		м	кг х м
1	планер	47,31	208,50	14,00	51,69	280,00	14472,84	17,00	246038,25	14472,84	20,28	293436,80						
2	БРЭО	7,87	12,25	2,66	6,35	350,00	2223,65	5,80	12897,14	2223,65	4,90	10895,86						
3	отсеки КОЛС	2,37	5,42	0,88	2,24	350,00	785,50	8,30	6519,63	785,50	5,72	4493,05						
8	2 х пилота							5,30	1060,00	200,00	7,36	1472,00						
9	2 х кресла К-93							5,40	1382,40	256,00	7,50	1920,00						
10	топливная система	22,93	113,50	9,94	29,58	785,00	23216,59	17,50	406290,32	0	10,90	0,00						
	пушка ГШ-6-30							22,00		160,00								
	боекомплект 300 шт.							22,00		300,00								
14	2 х "Изд.127"							25,00	95000,00	3800,00	29,17	110846,00						
15	регулировка заборника							19,00	5700,00	300,00	26,60	13300,00						
16	нос.стойка							7,50	2250,00	300,00	9,98	4990,00						
17	2 х основные стойки							22,50	40500,00	1800,00	22,09	66261,00						
19	X-101							15,40	38500,00	2500,00	17,75	0,00						
	X-101							15,40	38500,00	2500,00								
	X-101							15,40	38500,00	2500,00								
	X-101							15,40	38500,00	2500,00								
	БД							15,40	7700,00	500,00								
	БД							15,40	7700,00	500,00								
	БД							15,40	7700,00	500,00								
	БД							15,40	7700,00	500,00								
	РВВ-СД							9,90	1881,00	190,00								
	РВВ-СД							9,90	1881,00	190,00								
	УВКУ-50Л							9,90	792,00	80,00								
	УВКУ-50Л							9,90	792,00	80,00								
	РВВ-МД							9,90	1089,00	110,00								
	РВВ-МД							9,90	1089,00	110,00								
	УВКУ-50Л							9,90	792,00	80,00								
	УВКУ-50Л							9,90	792,00	80,00								
	сумма								1011545,74	60734,57	16,66	507614,71	25737,98				19,72	

Окончательный вариант с гибким крылом



Расчет характеристик в первом приближении

параметр		значение	источник
площадь крыла макс.	кв.м	144,28	
площадь крыла мин.	кв.м	142,98	
вид сверху	кв.м	236,98	232,7
вид сбоку	кв.м	44,3	
вид спереди	кв.м	15,08	
объём	куб.м	108,194	
омываемая поверхность	кв.м	540,968845	
объём отсеков нагрузки	куб.м	44,28	
относительный объём отсеков		0,409265713	
Аэродинамическая качество макс.		15,71485411	

Определение массы самолёта в первом приближении

масса служебной нагрузки	кг	1200	0,033783784
масса нагрузки	кг	7032	0,197972973
масса силовой установки	кг	4200	0,118243243
относительная масса конструкции		0,25	8880
относительная масса оборудования		0,1	3552
относительная масса топлива		0,3	10656
масса в первом приближении	кг	35520	

Определение относительной массы топлива

коэффициент АНЗ		1,07	
расчётная дальность полета	км	7000	ТТЗ
удельный расход топлива	кг/(кгс*ч)	0,62	изд.127
качество на крейс.режиме		14,1433687	
крейсерская скорость самолёта	км/ч	550	как у Су-24
крейс. Число М	М	0,52	
относительная масса топлива		0,457535464	
расчётная дальность полёта	км	7516,294277	

определение нагрузки на крыло

не превышение заданных $V_{з.п.}$ и $V_{пос.}$			
Су пос.		1,5	
посадочная скорость	м/с	59,17	по статистике
Р₀₁		622,2282471	
крейс.скорость на заданной высоте			
Су крейс.		0,7	
плотность на заданной высоте		0,0365	11000 метров

скоростной напор	кг/кв.м	425,9741512
Po2		411,0139924

маневренных характеристик

Су доп.		1,3	по статистике
перегрузка	g	6	
плотность на высоте маневрирования		0,074	?
скорость маневрирования	м/с	273,43	?
скоростной напор при манёвре	кг/кв.м	2766,266701	
Po3	кг/кв.м	826,1548785	
выбор нагрузки на крыло	кг/кв.м	411,0139924	

Определение тяговооруженности

набор с отказавшим двигателем

качество при наборе высоты		14,1433687	
количество двигателей	шт.	2	
тангенс угла наклона		0,024	?
<u>P1</u>		0,28411354	

обеспечение горизонтального полета

крейсерская скорость	М	0,52
изменение тяги по скорости		0,94035392
качество на крейсерской скорости		14,1433687
<u>P2</u>		0,075189258

заданная длина разбега

нагрузка на крыло на взлете	кг/кв.м	246,1879678	
Су взл.		1,5	на примере Су-24
длина разбега	м	500	по статистике
коэффициент трения		0,03	бетон
качество при наборе высоты		14,1433687	
<u>P3</u>		0,457263957	

заданная скороподъёмность

скорость полёта	м/с	250	
К макс.	м/с	289	
		15,71485411	копия С13
<u>P4</u>		0,540877091	

достижение 1600 км/ч на H=0

Sx		0,033
максимальный скоростной напор		11000
нагрузка на крыло	кг/кв.м	319
<u>P5</u>		1,077892426

достижение скорости 2500 км/ч

Sx		0,025
максимальный скоростной напор		8679

нагрузка на крыло	кг/кв.м	248,4263533	
P5		0,61364789	
установившаяся перегрузка			
заданная перегрузка	g	6	копия ячейки C37
К макс.		15,71485411	копия ячейки C69
относительная масса топлива		0,457535464	копия ячейки C19
P6		0,379418751	

Выбор тяговооруженности 0,61364789 **не учтён C89**

Взлётная масса во втором приближении

вес фюзеляжа			
площадь омываемой поверхности фюзел.	кв.м	540,968845	копия C9
удельный вес омыв.площади	кг/кв.м	21	статистика
Gф	кг	11360,34574	
вес консолей крыла			
площадь консолей	кв.м	40	
удельный вес плановой проекции	кг/кв.м	32	по статистике
Gкр.	кг	1280	
ПГО			
площадь плановой проекции ПГО	кв.м	0	
удельный вес плановой проекции	кг/кв.м	25	
Gпго	кг		
вертикальное оперение			
площадь вертикального оперения	кв.м	15	
удельный вес плановой проекции	кг/кв.м	25	
Gв.о.	кг	750	
вес конструкции планера без шасси	кг	13390,34574	
масса оборудования и управления	кг	3552	копия E21
масса служебной нагрузки	кг	1200	копия C17
масса силовой установки	кг	4200	копия C19
масса боевой нагрузки	кг	7032	копия C4
масса самолёта во втором приближении	кг	57884,52915	
масса шасси	кг	2025,95852	
масса топлива	кг	26484,22488	
масса пустого	кг	23168,30426	
масса снаряженного	кг	24368,30426	

определение площади крыла 140,8334758

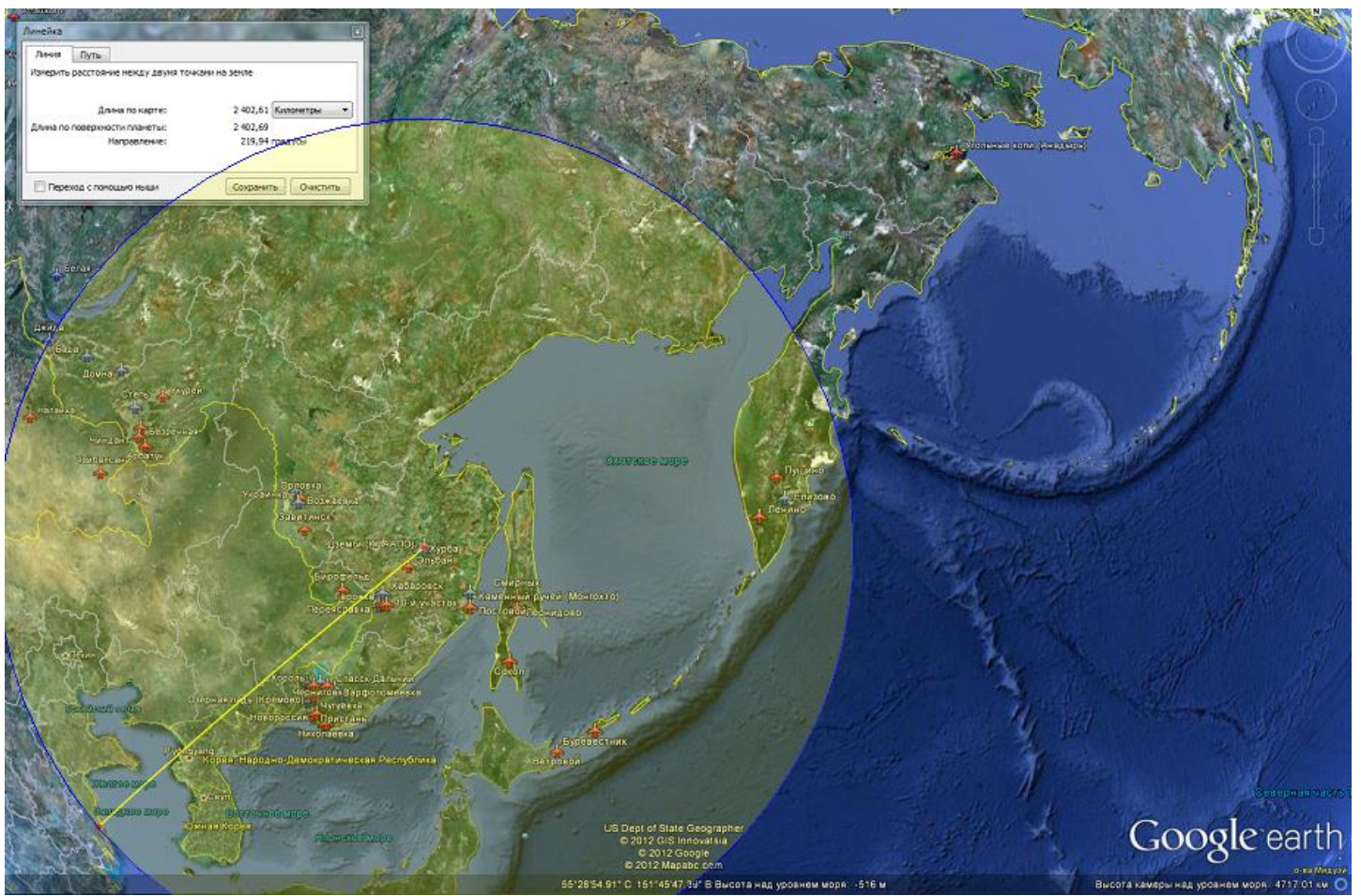
определение тяги кгс 35520,71915
форсажная тяга одного двигателя кгс 17760,35957

определение дальности полёта

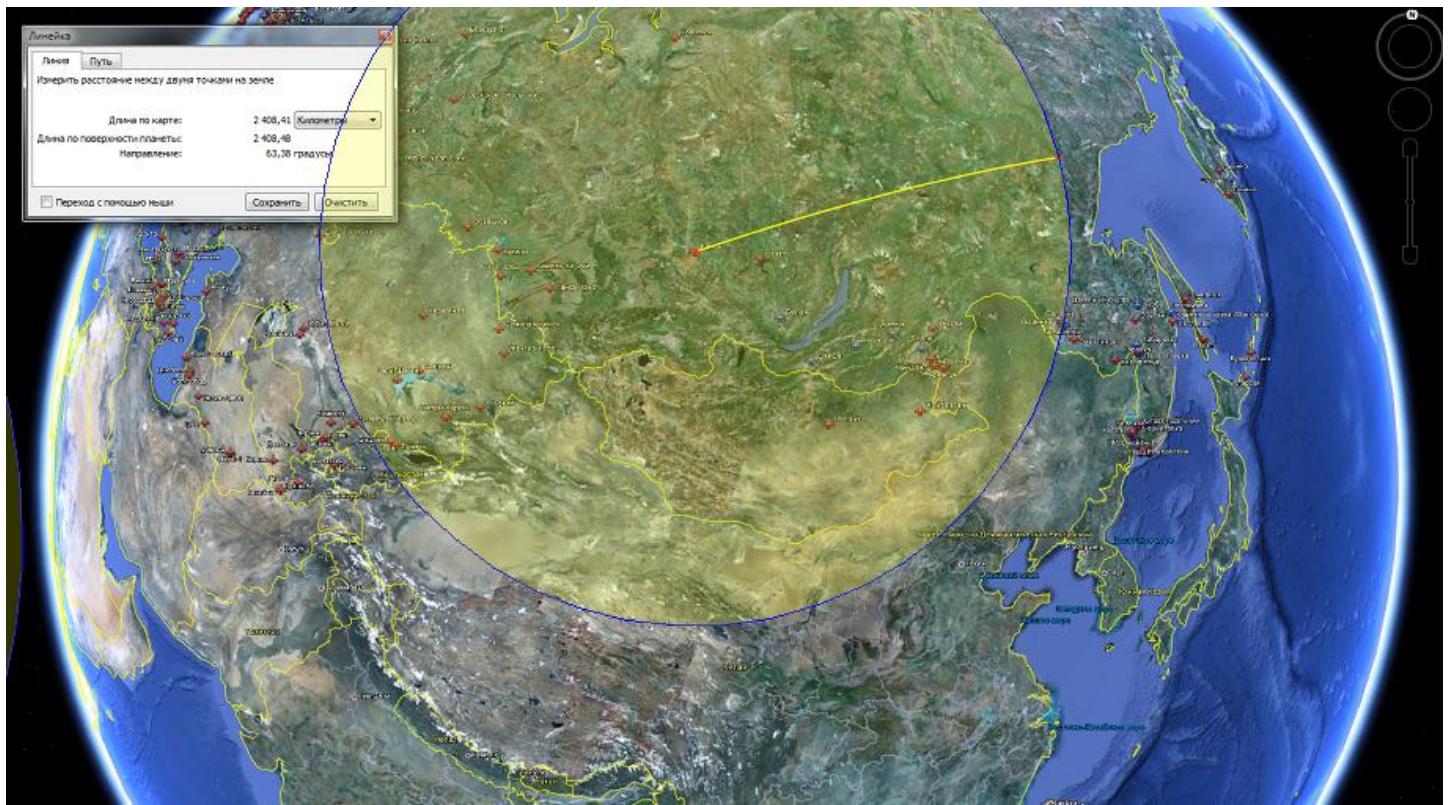
топливо на горизонтальный полет кг 24752,15657
средний полётный вес кг 36744,38255

потребная тяга	кгс	2762,782851	
часовой расход топлива	кг/ч	1712,925367	
время полёта	ч	14,45022477	
крейсерская скорость	км/ч	550	как у Су-24
дальность полёта	км	7947,623623	
пересчет в соответствии с реальностью	км	5443,577824	

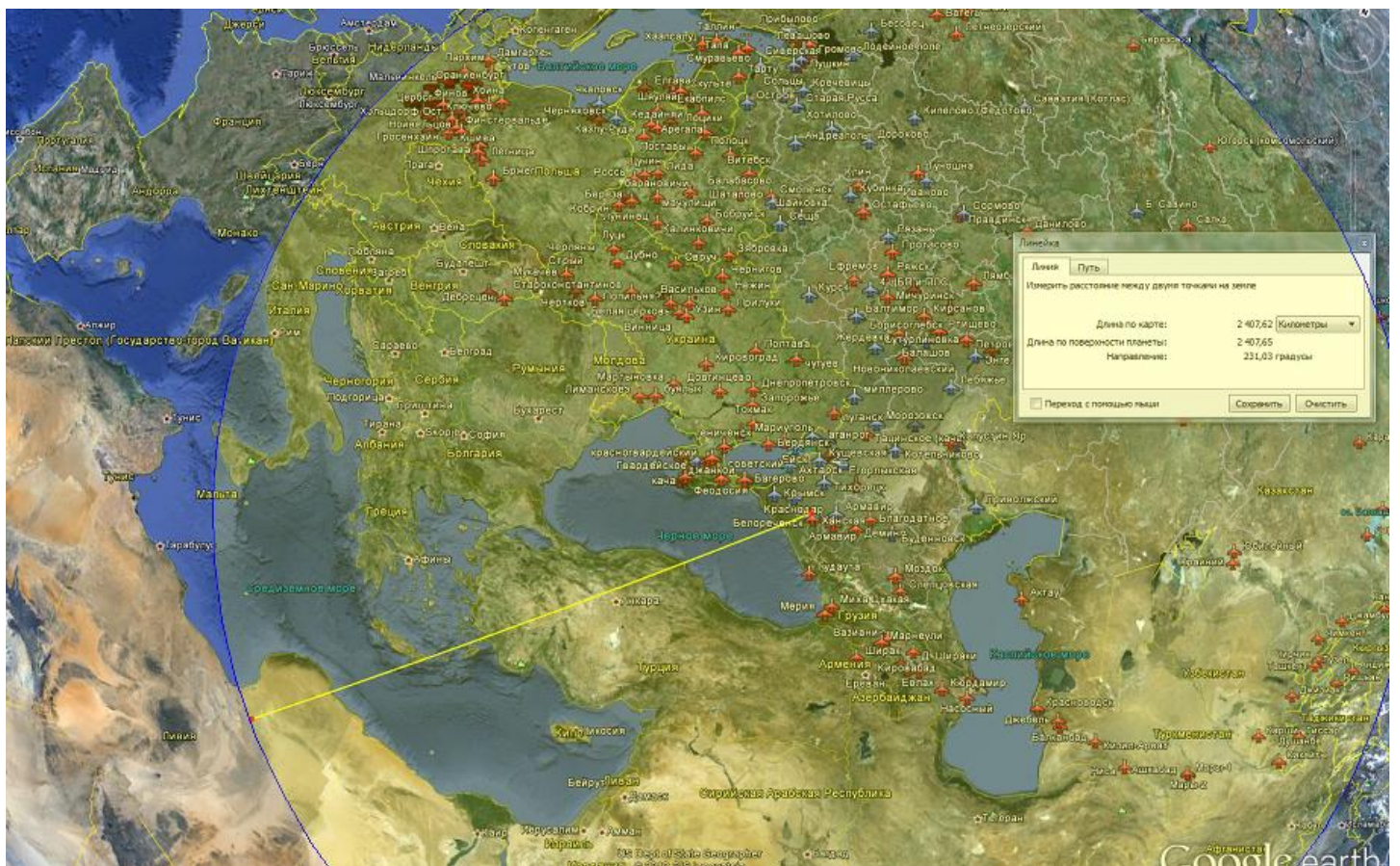
Контролируемая территория при базировании на авиабазе Дземги



Канск



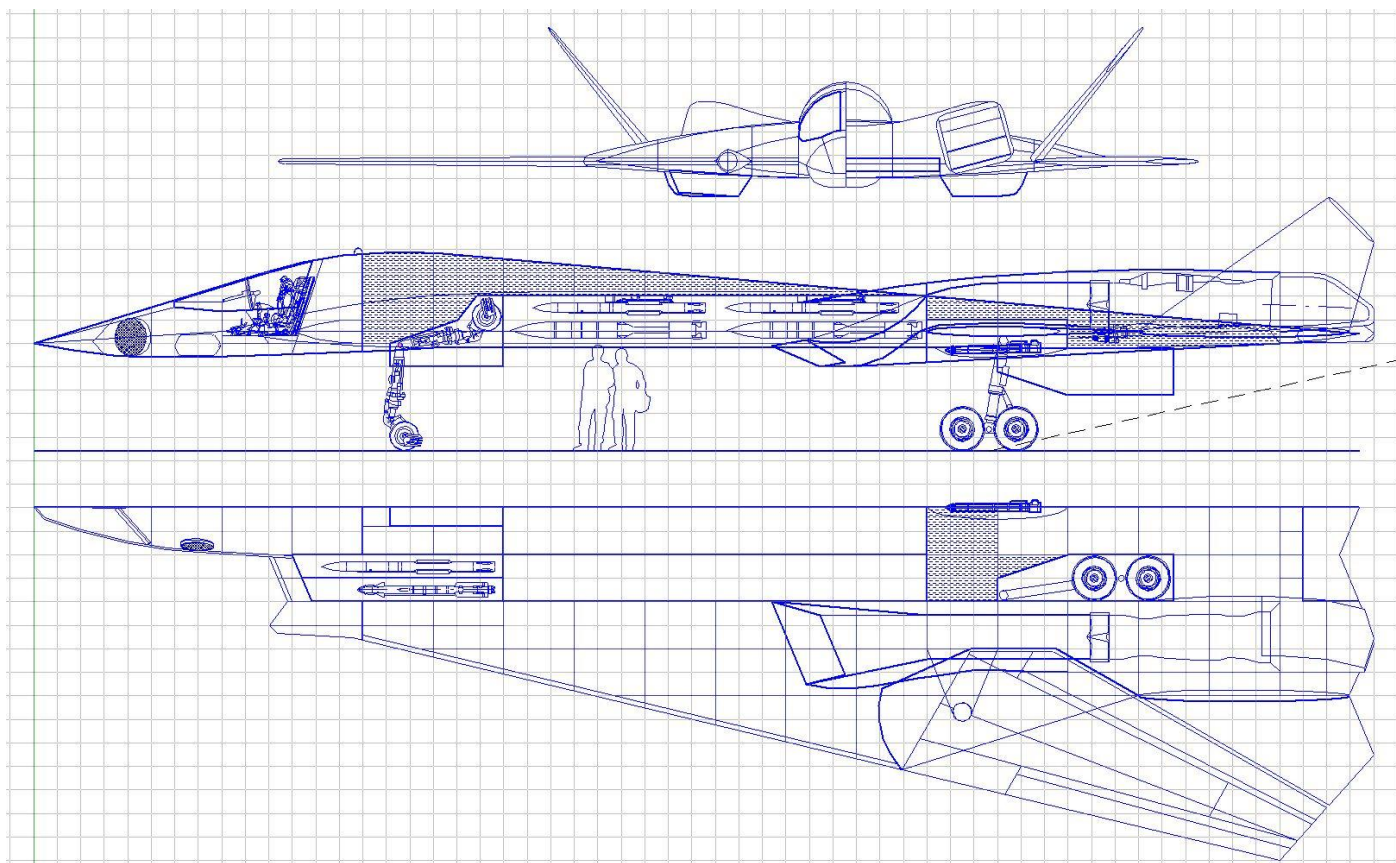
Крымск



Мончегорск



Вариант с S-образным воздухозаборником и крылом изменяемой стреловидности



Характеристики изд.127

190

180

170

160

150

140

130

120

110

100

90

80

70

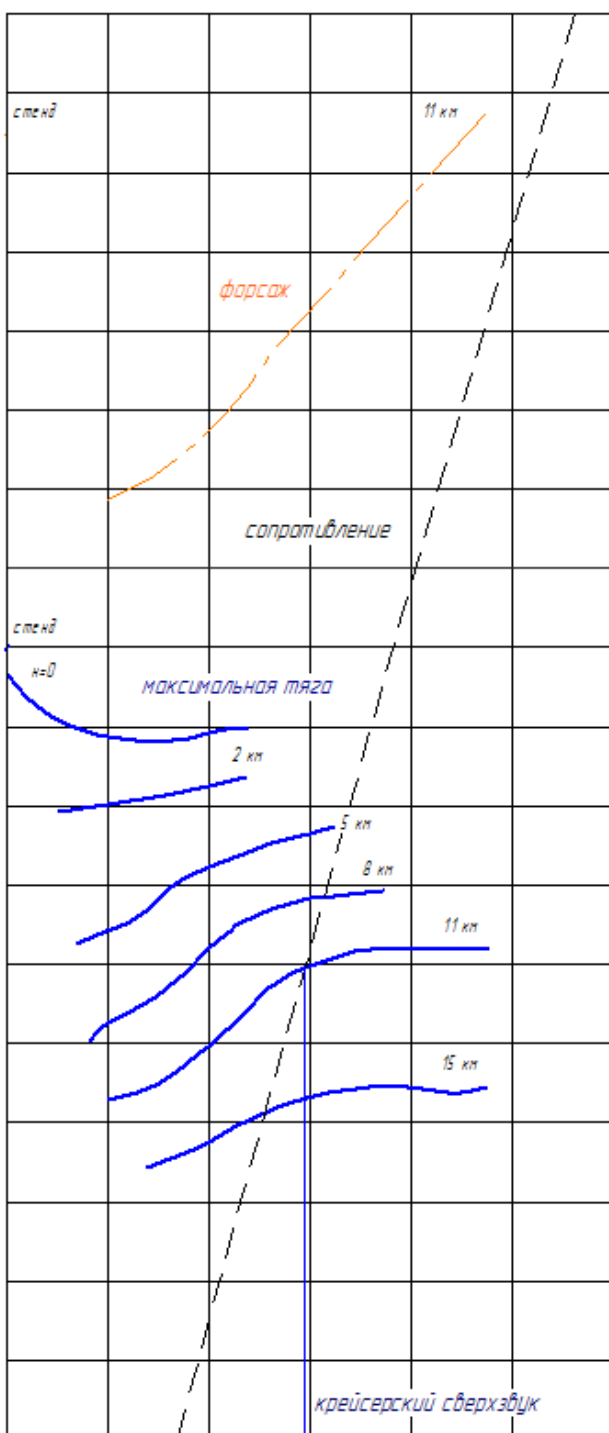
60

50

40

30

20

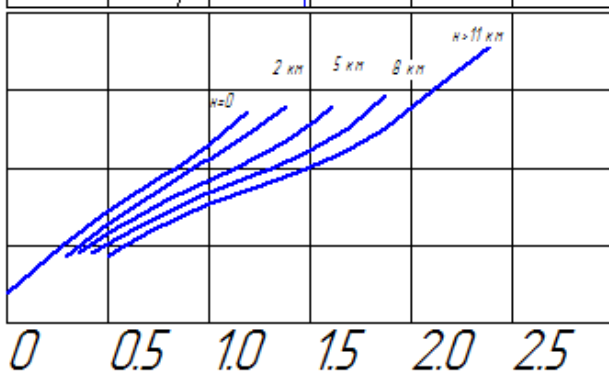


0.13

0.11

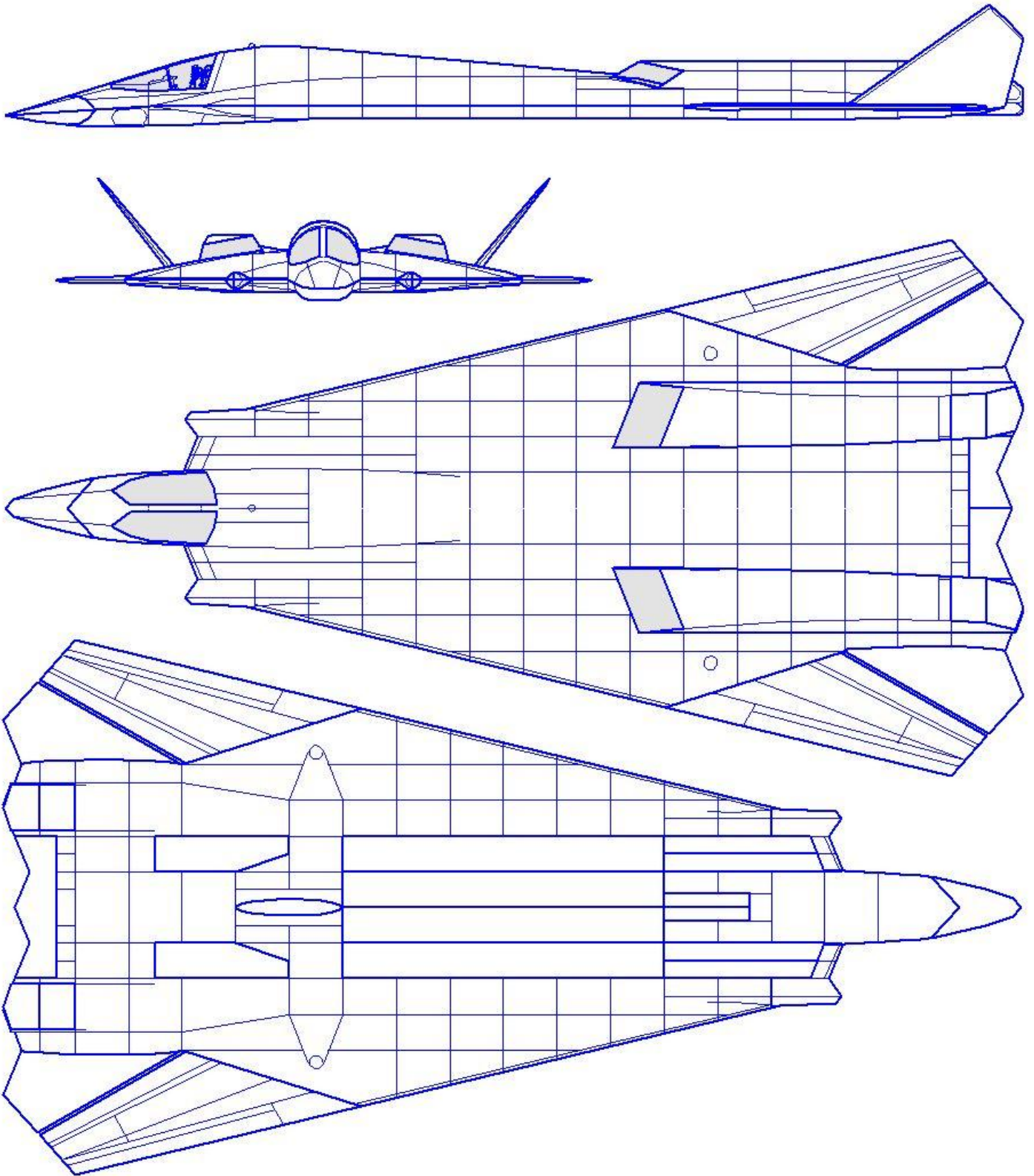
0.09

0.07



0 0.5 1.0 1.5 2.0 2.5 м

Окончательная компоновка, на первое мая 2012 года



paralay 07.01.2013