**Макдоннел-Дуглас F/A-18 “ХОРНЕТ”**

**Палубный истребитель-бомбардировщик**

Последний и наиболее совершенный по бортовому оборудованию (в момент принятия его на вооружение) из американских реактивных истребителей F/A-18 прошел длительный и сложный путь конструктивных проработок, начавшийся за 12 лет до его первого полета. Ему пришлось испытать смену основного разработчика (фирмы Нортроп на Макдоннел-Дуглас), его судьба дважды находилась под вопросом (после проигрыша в конкурсе самолету F-16 и на начальном этапе эксплуатации после выявления ряда недостатков), прежде чем он стал самым массовым боевым самолетом ВМС и корпуса морской пехоты (КМП) США. Несмотря на сокращения военных расходов последних лет F/A-18 остается в серийном производстве для вооруженных сил США и (в отличие от F-16 – второго тактического американского самолета, производство которого продолжается) подвергается глубокой модификации в новый значительно усовершенствованный вариант F/A-18E/F, который должен изготавливаться серийно до 2015 г.

В мае 1966 г. фирма Нортроп в инициативном порядке приступила к проектированию истребителя завоевания превосходства в воздухе Р.530 “Кобра”, который должен был придти на смену строившемуся серийно истребителю F-5. Разработка проекта Р.530 не продвинулась далее постройки макета, однако предусмотренная двухдвигательная схема с “гибридным” крылом малой стреловидности, имевшим длинные корневые наплывы, была сохранена в переработанном проекте Р.600, который был представлен на объявленный в январе 1972 года конкурс по проводившейся ВВС США программе легкого истребителя LWF (Light Weight Fighter). 13 апреля 1972 г. с фирмой Нортроп был заключен контракт стоимостью $39,1 млн. на постройку и испытания двух опытных самолетов Р.600, которые в декабре 1972 г. получили обозначение заказчика YF-17 и приняли участие в конкурсной оценке вместе с самолетами Дженерал Дайнэмикс YF-16. К началу 1974 г. на протяжении семи лет фирма Нортроп затратила на проектные исследования 900000 чел.-ч и провела испытания в АДТ общим объемом 5000 ч. Первый полет первого YF-17 состоялся 9 июня 1974 года, второго – 21 августа 1974 г. К моменту практического завершения испытаний 20 декабря 1974 г. два опытных самолета YF-17 совершили 268 полетов общей продолжительностью 324 ч.

YF-17 потерпел неудачу в конкурсе: 13 января 1975 г. в качестве основы для разработки истребителя воздушного боя ACF (Air Combat Fighter) ВВС выбрали самолет YF-16. Но работы по YF-17 не были прекращены. Весной 1974 года министерство обороны США одобрило предположение флота об исследовании нового дешевого легкого многоцелевого истребителя VFAX в дополнение к поступившему на вооружение тяжелому палубному истребителю F-14 (в соответствие с принятой концепцией смешанного парка истребителей). В августе этого же года конгресс отменил программу VFAX и рекомендовал вместо полностью нового самолета изучить варианты самолетов YF-16 и YF-17. Фирма Нортроп предложила на основе YF-17 проект самолета Р.630, но 2 мая 1975 года ВМС отдали предпочтение палубному самолету NACF (Navy Air Combat Fighter – истребитель флота для воздушного боя), проект которого был представлен также на основе YF-17 совместно с фирмой Макдоннел-Дуглас (имевшей в отличие от Нортроп большой опыт проектирования палубных самолетов и выступившей в качестве основного подрядчика) и фирмой Нортроп.

О начале рабочего проектирования самолета NACF было объявлено 22 января 1976 года, первый полет первого опытного самолета состоялся 18 ноября 1978 года. Вначале предполагалась разработка двух одноместных вариантов: истребителя F-18A и ударного самолета А-18. Но оба варианта по конструкции и внутреннему бортовому оборудованию оказались полностью одинаковыми и отличаются только составом подвесного оборудования и вооружения, в результате для обеих конфигураций было принято единое обозначение F/A-18. При разработке самолета его надежность и эксплуатационно-ремонтная технологичность были включены в число гарантированных характеристик наряду с летными и массовыми характеристиками.

К марту 1980 г. завершилась постройка, и начались летные испытания всех 11 опытных самолетов, в апреле 1980 г. состоялся первый полет первого серийного самолета, а в мае того же года он был поставлен ВМС США для начальной эксплуатационной оценки. Последняя серия эксплуатационно-оценочных испытаний завершилась в конце 1982 г. и 7 января 1983 г. самолет официально поступил на вооружение.

Первоначально для ВМС и КМП США планировалось построить 1366 серийных самолетов, в 1987 г. это число было уменьшено до 1157 (включая более 150 в двухместном варианте, 354 для КМП), из них к февралю 1992 г. поставлено около 800. F/A-18 строился по лицензии в Австралии (75), поставлялся Канаде (138) и Испании (72), заказан Швейцарией (34), Кувейтом (40) и Финляндией (64). Всего к началу 1993 года заказано 1580 машин, из которых поставлено более 1080. По продолжительности серийного производства самолет F/A-18 должен стать первым среди других истребителей четвертого поколения F-14, F-15 и F-16.

Основным подрядчиком по производству самолета F/A-18 является фирма Макдоннел-Дуглас. Фирма Нортроп, доля участия которой в разработке самолета составляет 30%, а в его производстве 40%, изготавливает центральную и хвостовую части фюзеляжа, которые поставляются в полностью собранном виде фирме Макдоннел-Дуглас для окончательной сборки, а также элементы топливной и гидравлической систем и т.д. Испанская фирма CASA (в рамках компенсации за покупку Испанией самолетов) изготовляет стабилизаторы, закрылки, корневые наплывы крыла, воздушные тормоза и рули направления всех самолетов F/A-18. Цена одного самолета $21200000 по курсу 1986 г.

Созданы или исследовались следующие варианты самолета:

F/A-18A – одноместный истребитель-бомбардировщик. Для ВМС и КМП США построен 371 серийный F/A-18A, который поставлен в 1980-1987 годах, производство на экспорт завершено в 1990 г.

F/A-18B (прежнее название TF-18A) – двухместный учебно-боевой вариант самолета F/A-18A. Для ВМС и КМП США построено 39 серийных F/A-18В.

F/A-18C – одноместный истребитель-бомбардировщик с усовершенствованным БРЭО и вооружением. Первый полет 3 сентября 1986 г., поставки начались 21 сентября 1987 г. С конца 1989 г. выпускается в модификации “Найт Аттэк” с оборудованием для всепогодных ночных ударов.

F/A-18D – двухместный вариант F/A-18C. Первый полет 6 мая 1988 г., поставки начались в декабре 1989 г. Выпускается с оборудованием для всепогодных ночных ударов. Модификация для КМП производится без командного поста управления самолетом в задней кабине и предназначен для выполнения только боевых задач, тогда как модификация для ВМС имеет двойное управление и используется только для тренировочных задач.

CF-18A и В – одно- и двухместный варианты для ВВС Канады. Первый полет 29 июля 1982 г., поставлено 138, из них 40 CF-18B, с 25 октября 1982г. по 21 сентября 1988 г.

AF-18A и ATF-18A – одно- и двухместные варианты для ВВС Австралии. 75 самолетов поставлены с мая 1985 г. по май 1990 г.

EF-18 – одно- (испанское обозначение С.15) и двухместный (СЕ.15) варианты для ВВС Испании. Поставлены 72 с лета 1986 г. по июнь 1990 г.

F/A-18D (RC) – двухместный разведчик с контейнерной системой ATARS. Летные испытания F/A-18 с разведывательным оборудованием начались15 августа1984 г. Намечена постройка 30-50 разведчиков для КМП США и 40-50 для ВМС США, начиная с 1994 г.

F-18L – вариант наземного базирования (серийно не строился)

F/A-18 “Супер Хорнет” и “Хорнет”2000 – семейство исследовавшихся в 1987-1988 гг. вариантов, не нашедших заказчиков.

F-18 HARV – экспериментальный самолет для исследований в 1987-1994 гг. полета на больших углах атаки.

С 1991 г. для ВМС США разрабатывается усовершенствованный истребитель-бомбардировщик F/A-18E и его двухместный вариант F/A-16F. F/A-18 E/F будет практически новым самолетом: по планеру он будет совместим с F/A-18 C/D лишь на 15%, на нем будут установлены новые двигатели F414, бортовая электроника будет заменена, новым будет и примерно 10% программного обеспечения. Предполагается постройка 1000 серийных самолетов.

В Апреле 1987г. самолетами F/A-18 укомплектована пилотажно-демонстрационная группа “Голубые ангелы”, которая выступила в России в сентябре 1992 г.

**Конструкция**

Самолет нормальной схемы со среднерасположенным трапециевидным крылом. Планер рассчитан на ресурс 6000 часов с 2000 взлетов с использованием катапульты и 2000 посадок с использованием задерживающего крюка. Конфигурация системы крыло-фюзеляж выбрана в соответствии с дифференциальным правилом площадей, предусматривающим уменьшение площади поперечных сечений фюзеляжа над крылом и увеличение площади под крылом.

Крыло многолонжеронное, складывается по линиям, проходящим через внутренние хорды элеронов с поворотом консолей на 90 град. Угол обратного поперечного V крыла 3 град, удлинение 3,5, профиль симметричный серии NACA 65-A с относительной толщиной 5%, корневая/концевая хорда 4,04/1,68 м. На крыле установлены отклоняемые носки по всему размаху (макс. Угол отклонения 30 град, площадь 4,50 м2, относительная хорда 18%), однощелевые закрылки (45 град, 5,75 м2, 28%) и зависающие элероны (45 град, 2,27 м2). Носки и закрылки отклоняются автоматически в зависимости от угла атаки и числа М для повышения маневренности самолета в бою и аэродинамического качества в крейсерском полете. Механизация разрабатывалась из условия получения требуемых подъемной силы и углового положения самолета при заходе на посадку (угол атаки около 8 град) и посадке (14 град в момент касания палубы). Крыло первых самолетов имело уступы на передней кромке, от которых позднее было решено отказаться.

Одной из отличительных особенностей самолета является наличие наплывов большой площади (5,55 м2) и сложной формы в плане перед корневыми частями крыла. Наплывы создают вихревую подъемную силу и обеспечивают полет самолета на больших углах атаки. Между наплывами и фюзеляжем имеется щель для отвода пограничного слоя фюзеляжа от воздухозаборников, на первых самолетах щель простиралась вдоль всего наплыва, с 1980 г. она на 70% заделана (для увеличения дальности полета). В ходе эксплуатации отмечались повышенные напряжения в хвостовой части фюзеляжа и корневой части килей вследствие воздействия на них вихрей и с 1988 г. на F/A-18C флота США сверху наплывов устанавливаются небольшие вертикальные гребни, которые служат для модификации сходящих с наплывов вихрей с соответствующим уменьшением усталости конструкции и улучшением путевого управления на углах атаки выше 45 град.

Фюзеляж типа полумонокок. Отсек кабины летчика имеет безопасно повреждаемую конструкцию. Кабина герметическая с системой кондиционирования и кислородной системой. Фонарь открывается назад-вверх. Катапультируемое кресло Мартин-Бейкер SJU-5/6 обеспечивает покидание самолета на стоянке. Сверху хвостовой части фюзеляжа между килями расположен воздушный тормоз.

Хвостовое оперение стреловидное. Дифференциальный цельноповоротный стабилизатор имеет угол обратного поперечного V, равный 2 град. Вертикальное оперение с двумя отклоненными наружу на 20 град килями смещено вперед относительно стабилизатора для вывода его из зоны аэродинамической тени от крыла и стабилизатора на больших углах атаки. На взлете и посадке оба руля направления отклоняются внутрь для создания дополнительного момента на кабрирование и балансировки самолета с поднятым носом. Размах стабилизатора 6,58 м, расстояние между концами килей 3,60 м, площадь стабилизатора 8,18 м2, килей 9,68 м2, рулей направления 1,45 м2.

Самолет выполнен в основном из алюминиевых сплавов (доля по массе 49,6%), используются также сталь (16,7%), титановые сплавы (12,9%), КМ (590 кг, 9,9%) и другие материалы (10,9%). Все поверхности управления, хвостовое оперение и закрылки имеют слоистую конструкцию с сотовым алюминиевым заполнителем и обшивкой из эпоксидного углепластика. Часть обшивки крыла и крышки смотровых люков фюзеляжа также выполнены из углепластика. Носки стабилизаторов и килей изготовлены с применением титановых сплавов.

Шасси трехопорное с одноколесными основными и двухколесной передней стойками. Передняя стойка управляемая (поворачивается при рулении на угол от –75 до +75 град), убирается вперед, основные – назад с поворотом колес на 90 град в ниши под каналами воздухозаборников. Пневматики носовой стойки имеют размеры 559х168-254 мм и давление 2,41 МПа (10,5 кгс/см2) и 1,38 МПа (14,1 кгс/см2). На передней стойке расположен кронштейн для крепления к челноку катапульты. В хвостовой части фюзеляжа установлен тормозной гак.

**Силовая установка**

На YF-17 были установлены двигатели YJ101 с форсированной/нефорсированной тягой 66,7/42,1 кН (6800/4290 кгс), со степенью двухконтурности 0,20 и полной степенью повышения давления более 20. Разработка YJ101 была начата фирмой Дженерал Электрик в 1971 году на собственные средства.

Для F/A-18 на его основе был создан ТРДДФ F404-GE-400 модульной конструкции. Это двухвальный двигатель с трех- и семиступенчатыми компрессорами соответственно низкого и высокого давления, одноступенчатыми турбинами низкого и высокого (с охлаждаемыми лопатками) давления и кольцевой камерой сгорания. Сопло суживающееся - расширяющееся регулируемое. Система управления двигателем электрогидромеханическая. Степень двухконтурности 0,34, полная степень повышения давления 25, расход воздуха 64,4 кг/с, длина двигателя 4,03 м, максимальный диаметр 0,88 м, сухая масса 989 кг. Двигатели разделены противопожарной перегородкой. Воздухозаборники боковые полукруглые нерегулируемые, расположены под корневыми наплывами крыла. Отсекатель пограничного слоя выступает перед каждым воздухозаборником примерно на 1 м и отводит пограничный слой фюзеляжа, направляя его вверх и вниз от воздухозаборника, непосредственно перед воздухозаборником отсекатель имеет перфорацию, через которую отводится собственный пограничный слой отсекателя. Плоскость отсекателя составляет угол 5 град с направлением невозмущенного потока и обеспечивает предварительное сжатие воздуха на сверхзвуковых скоростях.

С 1992 г. самолеты ВМС и корпуса морской пехоты США поставляются с двигателями F404-GE-402 с тягой по 78,3 кН (7980 кгс). Эти же двигатели установлены и на кувейтских самолетах.

Топливо (JP5) размещается в протектированных фюзеляжных и крыльевых баках общей емкостью 6060 л. Возможна подвеска до трех сбрасываемых баков по 1250 л (на внутренних подкрыльных и центральном подфюзеляжном узлах). Канадские самолеты могут нести три ПТБ по 1818 л. С правого борта в носовой части фюзеляжа установлена убирающаяся шланга для дозаправки топливом в полете. На F/A-18C/D применена система балансировочной перекачки топлива.

**Общесамолетные системы**

Система управления полетом цифровая квадруплексная электродистанционная, имеется прямая резервная электрическая проводка ко всем поверхностям управления и резервная механическая проводка (по каналам тангажа и крена) к стабилизатору. Органами продольного управления служат симметрично отклоняемые консоли стабилизатора, поперечного управления – элероны и дифференциально отклоняемые консоли стабилизатора, путевого – рули направления. В 1981 г. по результатам летных испытаний начиная с 28-го самолета были увеличены размах и площадь элеронов, введено дифференциальное отклонение носков крыла и закрылков совместно с элеронами для увеличения скорости крена до 180-220 град/с. Предусмотрены система улучшения устойчивости и управляемости (на некоторых режимах самолет статически неустойчив), средства повышения сопротивляемости сваливанию и штопору, в частности, автомат перекрестной связи между отклонением органов поперечного и путевого управления. ЭДСУ отличается высокой надежностью: по заявлению фирмы Макдоннел-Дуглас, к началу 1992 г. резервная механическая система управления ни разу не была использована по своему прямому назначению и не было ни одного случая посадки с отказавшей цифровой системой. Самолеты ВМС США могут осуществлять автоматическую посадку на палубу авианосца с использованием корабельной системы управления.

На ходе испытаний самолета F-18 HARV (без системы отклонения вектора тяги и дополнительных органов управления) достигался угол атаки 55 град. Однако хотя исходный самолет F/A-18 и может быть сбалансирован на таком угле атаки, он неуправляем в этом режиме: эффективность рулей направления теряется при угле атаки 45-50 град из-за аэродинамического затенения оперения крылом, максимальная угловая скорость крена при отклонении элеронов падает до величины менее 30 град/с при угле атаки более 20 град.

Гидросистема состоит из двух независимых систем с рабочим давлением 20,7 МПа (210 кгс/см2) и обеспечивает привод закрылков, органов управления и шасси.

**Целевое оборудование**

Многорежимная цифровая импульсно-доплеровская РЛС Хьюз AN/APG-65 работает в диапазоне частот I/J (8-11 ГГц). Режимы воздух-воздух включают поиск по скорости, измерение дальности при поиске, сопровождение (одновременно до 10 целей с отображением летчику информации о восьми целях) при сканировании, выделение целей в сомкнутом строю, а в бою на малой дистанции (до 9 км) – захват в поле зрения ИЛС, вдоль продольной оси самолета и при вертикальном сканировании. Режимы воздух-поверхность включают картографирование земной поверхности, обход наземных препятствий, поиск надводных целей и сопровождение движущихся наземных целей. РЛС обеспечивает прицеливание при стрельбе из пушки, пуске УР и бомбометании. Диаметр антенной решетки 0,71 м, объем РЛС без антенны 0,124 м3, масса 153 кг.

Установлены также две центральные 16-разрядные БЦВМ Control Data AN/AYK-14 с ЗУ на магнитных сердечниках емкостью 64К, ИНС Литтон AN/ASN-130A (плюс с 1993 г. аппаратура спутниковой навигационной системы), радионавигационная система Коллинз AN/ARN-118 TACAN, автоматическая система посадки на авианосец, связное оборудование метрового и дециметрового диапазонов AN/ARC-182, станции предупреждения о радиолокационном облучении Магнавокс AN/ALR-50 или Литтон AN/ALR-67, устройство Гудьир AN/ALE-39 для разбрасывания дипольных отражателей, стация уводящих помех Сандерс AN/ALQ-126M. Для нанесения ударов по наземным целям под воздухозаборниками подвешиваются контейнеры с лазерным дальномером/целеуказателем GEG Ферранти 117, а также панорамной камерой контроля поражения цели и системой сопровождения Мартин-Мариетта AN/ASQ-173 (LST/SCAM).

Система индикации в кабине включает ИЛС Кайзер AN/AVQ-28 с полем зрения 20 град и три индикатора на ЭЛТ (многофункциональный, комбинированный радиолокационный и обстановки в горизонтальной плоскости) с размерами экрана 127х127 мм. Переключатели управления основными системами расположены на РУД (10 переключателей) и ручке управления самолетом (5).

На F/A-18C/D установлена мультиплексная шина данных, соответствующая стандартам MIL-STD-1553B и –1760, бортовая система регистрации и контроля отказов FIRAMS. На F/A-18C и D “Night Attack”, способных выполнять атаки в темное время суток и в сложных метеоусловиях, используется тепловизионная навигационная система Хьюз AN/AAR-50 (TINS), ИК система переднего обзора Лорал AN/AAS-38 NITE, очки ночного видения и совместимое с их использованием освещение кабины, цветные индикаторы и система отображения цифровой движущейся карты местности. На F/A-18D “Night Attack” для КМП в задней кабине установлены рукоятки управления системой вооружения (вместо рычагов управления самолетом) и три независимых цветных индикатора на ЭЛТ (вместо индикаторов-повторителей на F/A-18B).

**Вооружение**

Встроенная пушка М61А1 “Вулкан” (20 мм, 4000 и 6000 выстр./мин, 570 снарядов) в носовой части фюзеляжа с блоком стволов, расположенным сверху РЛС. Имеется девять узлов внешней подвески (по одному на концах крыла, по два под каждой консолью и три фюзеляжных). Нормальная боевая нагрузка при сопровождении ударных самолетов включает две УР (управляемые ракеты) AIM-9 “Сайдуиндер” на концах крыла и две УР AIM-7 по бокам воздухозаборников. На F/A-18C/D вместо AIM-7 могут устанавливаться до шести УР AIM-120 (во время войсковых испытания этих ракет в 1992 г. самолет F/A-18C нес 10 УР AIM-120 и две УР “Сайдуиндер”). Для выполнения ударных операций самолет может нести бомбы с лазерным наведением GBU-10 и –12, обычные бомбы Мк.82 (до 27) и Мк.84, бомбовые кассеты CBU-59, УР AGM-65F “Мейврик” (до четырех) с тепловизионной ГСН, противокорабельные УР AGM-64 “Гарпун”, противорадиолокационные УР HARM, контейнеры с НАР.

**Характеристики F/A-18**

РАЗМЕРЫ. Размах крыла без ракет 11,43 м, с ракетами на концах 12,31 м, со сложенными концами 8,38 м; длина самолета 4,66 м; площадь крыла 37,16 м2; угол стреловидности крыла по линии ¼ хорд 20 град.

ДВИГАТЕЛИ. Число и тип 2 ТРДДФ Дженерал Электрик F404-GE-400; статическая тяга форсированная/нефорсированная 2х71,2/2х48,0 кН (2х7260/2х4900 кгс).

МАССЫ И НАГРУЗКИ, кг: максимально допустимая взлетная масса 25400; максимальная взлетная масса в ударной конфигурации 23540, в конфигурации истребителя 16650; масса пустого самолета 10455; максимально допустимая нагрузка на внешних узлах 7030; максимальный запас топлива (JP5) во внутренних баках 4925, в подвесных баках 3055.

ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ. Максимальное число Маха на форсаже более 1,8, на максимальном нефорсированном режиме более 1,0; время разгона от 850 км/ч до 1705 км/ч на высоте 10670 м менее 2 мин; скорость захода на посадку 248 км/ч; практический потолок 15240 м; боевой радиус действия в конфигурации истребителя 740 км, в ударной конфигурации по профилю большая-малая-большая высота 540 км; продолжительность патрулирования на удалении 280 км от авианосца 1 ч 45 мин; перегоночная дальность 3340 км; длина разбега (с наземной ВПП) 430 м; минимально допустимая скорость авианосца (для F/A-18C/D) при полном штиле для взлета 35 узлов (65 км/ч), для посадки 19 узлов (35 км/ч); максимальная эксплуатационная перегрузка 7,5.

**Боевое применение**

Первое боевое применение самолетов F/A-18 относится к марту 1986 г.: самолетами, базировавшимися на авианосце “Корал Си”, было повреждено несколько ливийских патрульных катеров.

В апреле 1986 г. перед нападением американской авиации на Ливию F/A-18 были применены для выполнения широкого демонстративного маневра (чтобы “разбудить” ливийские средства ПВО), после чего они отошли в зоны дежурства над морем и переключились на прикрытие самолетов ДРЛО и управления Е-2С “Хокай”, поднятых с авианосца. F/A-18 осуществляли также прикрытие самолетов ударной группы в налете на окрестности ливийского города Бенгази. В отражении этого налета ливийские истребители не участвовали, поэтому до воздушных боев не дошло.

В персидском заливе на шести авианосцах, направленных в район боевых действий, находилось 116 самолетов F/A-18 ВМС США, кроме того, еще 72 F/A-18 КМП США были развернуты на наземных базах в Саудовской Аравии и Бахрейне. Они использовались для действий по наземным целям, прикрытия ударных группировок из самолетов А-6 и А-7 ВМС США, запуска тактических планирующих ложных целей Брунсвик ADM-141 TALD с последующей засечкой и уничтожением иракских РЛС противорадиолокационными ракетами. 17 января 1991 г. на второй день войны в зоне Персидского залива один из американских F/A-18 был сбит иракским МиГ-25, это единственная потеря F/A-18 в Персидском заливе. По меньшей мере три F/A-18 подверглись прямому попаданию ракет, но смогли вернуться на базу, были отремонтированы и вернулись в строй.

В ходе ударной операции по наземным целям на территории Ирака (командные пункты, ЗРК), состоявшейся 13 января 1993 г., самолет F/A-18 (наряду с F-16) оказался самым неэффективным из американских боевых машин, принявших участие в этом рейде: перед F/A-18 была поставлена задача поразить три цели в Самаве с помощью свободнопадающих бомб Мк.84 с высоты 3000 м (для безопасности от огня мелкокалиберной зенитной артиллерии), но ни одна из целей не была уничтожена. Эффективность других американских самолетов в этом рейде, проходившем ночью в плохих погодных условиях, также была низка (из 33 намеченных целей было уничтожено 16).